
М. АВИЛОВ
МОДЕЛИ
РАКЕТ

М. АВИЛОВ

МОДЕЛИ РАКЕТ

(ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПОЛЕТ)

ИЗДАТЕЛЬСТВО ДОСААФ

МОСКВА — 1968

Книга «Модели ракет» (проектирование и полет) вводит читателя в круг общих вопросов ракетной техники и знакомит с принципами устройства и действия современных ракет. В ней читатель найдет достаточно подробное изложение вопросов, связанных с летными свойствами и проектированием моделей ракет. В книге даются практические рекомендации, расчетные формулы и графики для определения основных конструктивных элементов моделей ракет, а также высоты и скорости их полета. Для наглядности расчеты иллюстрируются конкретными числовыми примерами.

Книга рассчитана на моделистов, имеющих общую подготовку в объеме 7—8 классов, кроме того, она может быть полезна руководителям кружков и преподавателям.

ВВЕДЕНИЕ

Прошло немного больше десяти лет со дня запуска в 1957 г. первого в мире советского искусственного спутника Земли, а уже целый отряд летчиков-космонавтов на кораблях-спутниках побывал в околоземном космическом пространстве. В настоящее время сделаны первые шаги на пути освоения других планет солнечной системы. Уже недалеко то время, когда человек сможет вступить на другие планеты.

К созданию мощных современных ракет человек пришел не сразу. Потребовалось много веков тяжелого труда и исканий в самых различных областях знаний, пока не были накоплены необходимые знания, позволяющие использовать ракету для освоения Космоса.

Первое упоминание о русских боевых ракетах относится к 1607—1621 гг. Однако ракеты не нашли широкого боевого применения вплоть до двадцатых годов XIX столетия, когда благодаря трудам генерала А. Д. Засядко (1779—1837 гг.), внесшего большой вклад в развитие отечественной ракетной техники, были созданы и приняты на вооружение русской армии ракеты с дальностью действия около 3 *км*.

В этот же период ученый артиллерист К. И. Константинов (1817—1871 гг.) разработал основы баллистики ракет и внес много усовершенствований в конструкцию и технологию изготовления пороховых ракет.

Но, несмотря на успехи в области применения боевых ракет, во второй половине XIX века ракета теряет свое значение вследствие быстрого развития ствольной артиллерии.

Идея полета при помощи ракет впервые получила научное обоснование в классических трудах К. Э. Циолковского (1857—1935 гг.). В двадцатые годы нашего столетия идеи и труды К. Э. Циолковского получили всеобщее признание.

На трудах Циолковского воспитано большое поколение его учеников, перешедших к реальному осуществлению идей своего учителя. В годы Советской власти под руководством талантливого инженера Ф. А. Цандера (1887—1933 гг.) ведется большая работа в области ракетной техники.

В 1931 г. при Центральном совете Осоавиахима была создана группа по изучению реактивного движения — ГИРД. В создании ГИРДа принимал участие и С. П. Королев (1906—1966 гг.), ставший крупнейшим конструктором ракетно-космических систем.

Уже в 1933 г. совершила успешный полет первая советская жидкостная ракета. В 1939 г. был создан ракетопланер, снабженный жидкостным двигателем. Во время Великой Отечественной войны советские инженеры сконструировали новые ракетные двигатели и новые образцы ракетного вооружения.

В послевоенные годы в Советском Союзе был освоен выпуск образцов различных ракет и проведены обширные исследования космического пространства. В нашей стране впервые в мире осуществлены запуски искусственных спутников Земли, доставлен советский вымпел на Луну, совершены облет и фотографирование обратной стороны Луны, а также мягкие посадки на Луну космических станций; созданы пилотируемые космические корабли, на которых человек впервые в истории совершил полет в Космос и осуществил выход в космическое пространство.

Успехи ракетной техники вызвали огромный интерес нашей молодежи к постройке и полету моделей ракет. Сейчас почти в каждой школе созданы кружки юных ракетостроителей, которые не только изучают ракеты, но и строят модели ракет. Ракетный моделизм в нашей стране становится массовым.

При постройке моделей у ракетомоделистов неизбежно возникают вопросы: как определить характеристики ракетного двигателя модели; какие стабилизаторы должны быть у модели ракеты, чтобы она устойчиво летела

в заданном направлении; какой высоты и скорости может достигнуть модель ракеты, и другие. На эти вопросы читатель найдет ответ, прочитав книгу, а также сможет познакомиться с основами устройства и управления большими ракетами.

■

РЕАКТИВНАЯ СИЛА И РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Первые заметные шаги в освоении космического пространства были сделаны с помощью ракетного двигателя. Поэтому познакомимся с основами устройства и работы ракетных двигателей.

РЕАКТИВНАЯ СИЛА

Процесс запуска ракеты довольно прост. Под действием газов тяги двигателя ракета начинает свой полет сравнительно медленно, а затем постепенно увеличивает скорость. Установим, как же возникает сила тяги.

Представим себе закрытый со всех сторон сосуд (рис. 1). Поместим в него некоторое количество горючего вещества, например пороха, подожжем его и посмотрим, что произойдет. При сгорании пороха образуется газ, который стремится расшириться и занять бóльший объем, чем занимал до воспламенения сам порох. Вследствие того что газы начинают давить с одинаковой силой на все стенки сосуда, он остается неподвижным (рис. 1,*а*). Теперь сделаем в стенке сосуда отверстие. Через него с большой скоростью начнут выходить пороховые газы, из-за чего сила, действующая на эту стенку, станет меньше, так как ее площадь стала меньше площади противоположной стенки. Появится разность сил, которая и представляет собой силу тяги (рис. 1,*б*).

Если мы осуществим этот эксперимент в атмосфере, то из-за противодействия атмосферы выходу газов получим несколько меньшую силу тяги, чем в безвоздушной среде.

Сила тяги ракетного двигателя возникает вследствие выбрасывания из него массы газообразных продуктов сгораиия, т. е. является реактивной силой. Природа ее та же, что и природа силы толчка в плечо, ощущаемого стрелком при выстреле из винтовки. Только выбрасываемой массой в этом случае является масса пули и пороховых газов.

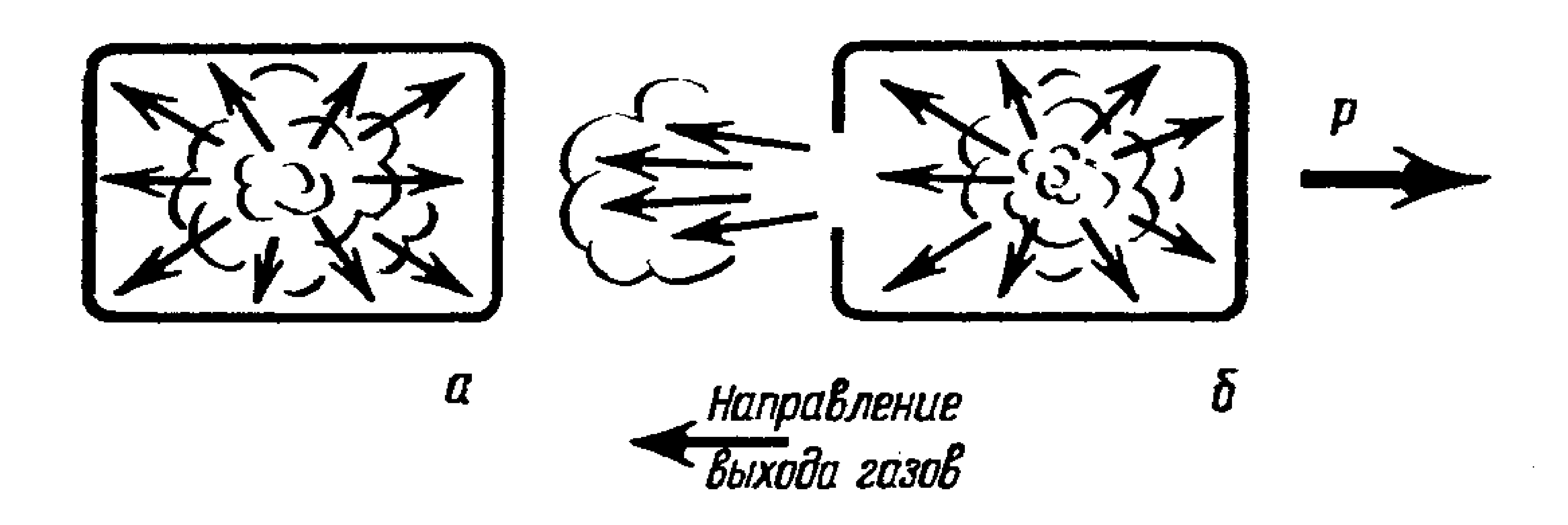


Рис. 1. Горение пороха в сосуде:
а — закрытом; *б* — открытом

Величина реактивной силы зависит не только от выбрасываемой массы, но и от скорости, с которой масса выбрасывается. Это обстоятельство отражено в формуле которая показывает зависимость реактивной силы от скорости истечения газов $V_а$ и выбрасываемой в секунду массы $m_с$. Эта формула выглядит так:

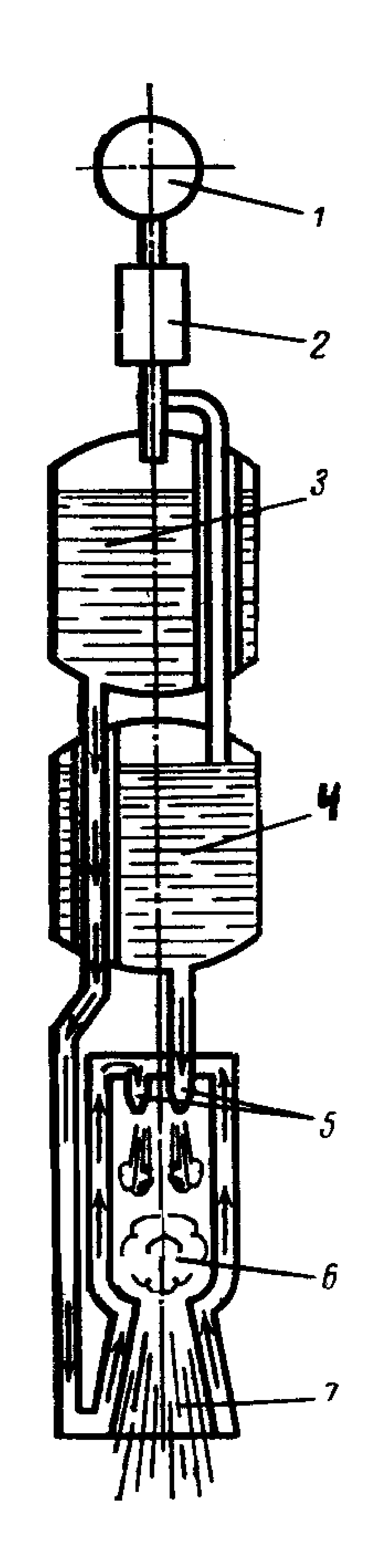
$$P = V_а \cdot m_с,$$

т. е. реактивная сила равна произведенню скорости истечения газов, умноженной на массу, выбрасываемую в одну секунду. Реактивную силу можно увеличить, если увеличить скорость истечения газов или выбрасываемую массу. В технике используются обе эти возможности.

Говоря о реактивных двигателях, следует различать воздушно-реактивные и ракетные двигатели.

Воздушно-реактивные двигатели питаются горючим, имеющимся на борту летательного аппарата, а в качестве окислителя для этого горючего используется атмосферный кислород. Работа такого двигателя зависит от окружающей среды, и его нельзя использовать в безвоздушном пространстве.

Ракетные двигатели имеют горючее и окислитель



на борту самой ракеты. Поэтому их работа не зависит от окружающей среды.

К недостаткам ракетных двигателей, не позволяющим использовать их в авиации в качестве основного источника тяги, относится большой вес топлива, вызванный необходимостью иметь на борту летательного аппарата и горючее и окислитель.

УСТРОЙСТВО РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В зависимости от используемых топлив ракетные двигатели подразделяются на два основных типа:

— жидкостные (ЖРД), в которых компоненты топлива до поступления в камеру сгорания находятся в жидком состоянии;

— на твердом топливе (РДТТ), в которых компоненты топлива до начала химической реакции находятся в твердом состоянии.

Топливо подавляющего большинства ракетных двигателей состоит из двух компонентов — окислителя и горючего,— которые размещаются в ба-

Рис. 2. Жидкостный ракетный двигатель с балонной вытеснительной подачей топлива:

1 — баллон со сжатым газом; 2 — редуктор; 3 — бак горючего; 4 — бак окислителя; 5 — форсунки; 6 — камера сгорания двигателя; 7 — сопло

ках, занимающих большую часть объема ракеты (рис. 2). В камеры сгорания топливо подается под давлением, создаваемым баллонами со сжатым воздухом или насосами.

Впрыскиваемое в камеру сгорания через форсунки (см. рис. 2 и 3) топливо распыляется, благодаря чему происходит смешивание компонентов. Затем топливо воспламеняется. При горении химическая энергия превращается в тепловую. Основная часть тепла, выделен-

ного в камере сгорания двигателя, превращается непосредственно в энергию истекающих из сопла газов — силу тяги.

При сгорании топлива в камере ракетного двигателя выделяется большое количество тепла. Поэтому камеру и сопло двигателя делают с двойными стенками. Основная масса горючего, прежде чем попасть к форсункам, подается в пространство, образованное двойными стенками камеры и сопла (см. рис. 2 и 3), и охлаждает их.

Существуют две системы подачи топлива — вытеснительная (см. рис. 2) и насосная (см. рис. 3). Первая более простая и применяется в двигателях сравнительно небольших ракет, вторая — в двигателях ракет дальнего действия. При вытеснительной подаче компоненты топлива подаются в камеру сгорания при помощи сжатого газа, поступающего через редуктор в топливные баки. Редуктор обеспечивает постоянство давления в топливных баках и равномерную подачу топлива в камеру сгорания.

В этом случае в баках ракеты уста-

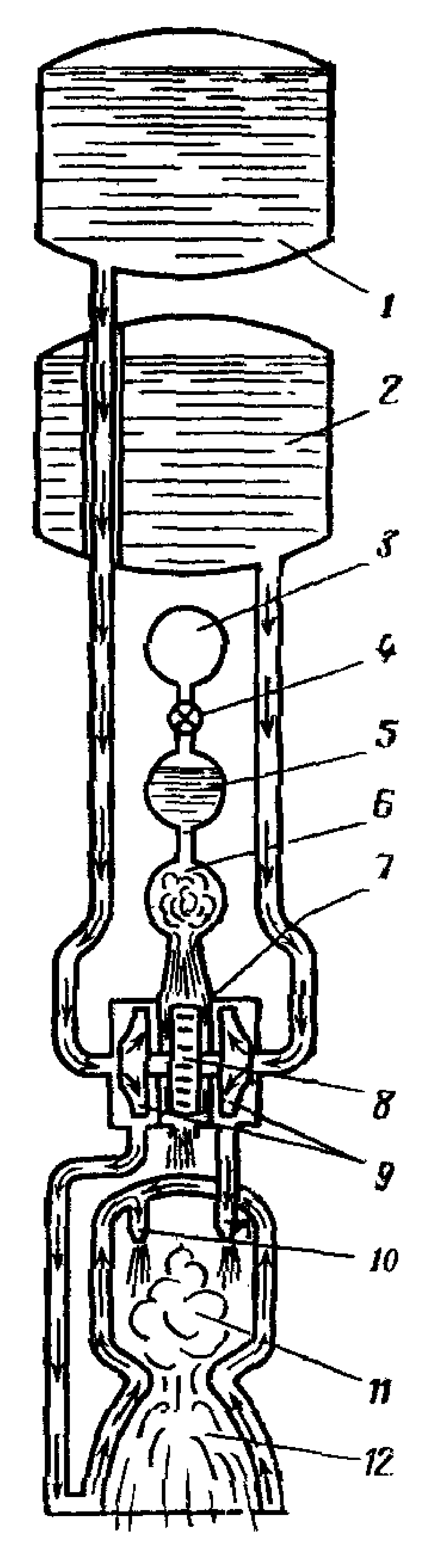


Рис. 3. Жидкостный ракетный двигатель с насосной подачей топлива:

1 — бак горючего; 2 — бак окислителя; 3 — баллон со сжатым газом; 4 — вентиль; 5 — резервуар для перекиси водорода; 6 — парогазогенератор; 7 — турбонасосный агрегат; 8 — турбина; 9 — насосы; 10 — форсунки; 11 — камера сгорания двигателя; 12 — сопло

навливается большое давление, поэтому они должны быть достаточно прочными. Это увеличивает вес конструкции, что является недостатком всех вытеснительных систем подачи топлива. Значительным оказывается и вес газа, необходимый для выдавливания всего топлива, что особенно заметно у больших ракет. Для них более выгодна насосная система подачи (рис. 3). Она выгодно отли-

чается от вытеснительной сравнительно низким давлением в баках, необходимым лишь для обеспечения надежной работы насосов.

Для ЖРД обычно применяют насосы центробежного типа, которые имеют при малых размерах большую производительность и обеспечивают высокое давление.

Наиболее удобный двигатель для вращения таких часосов — турбина. Таким образом, получается единая

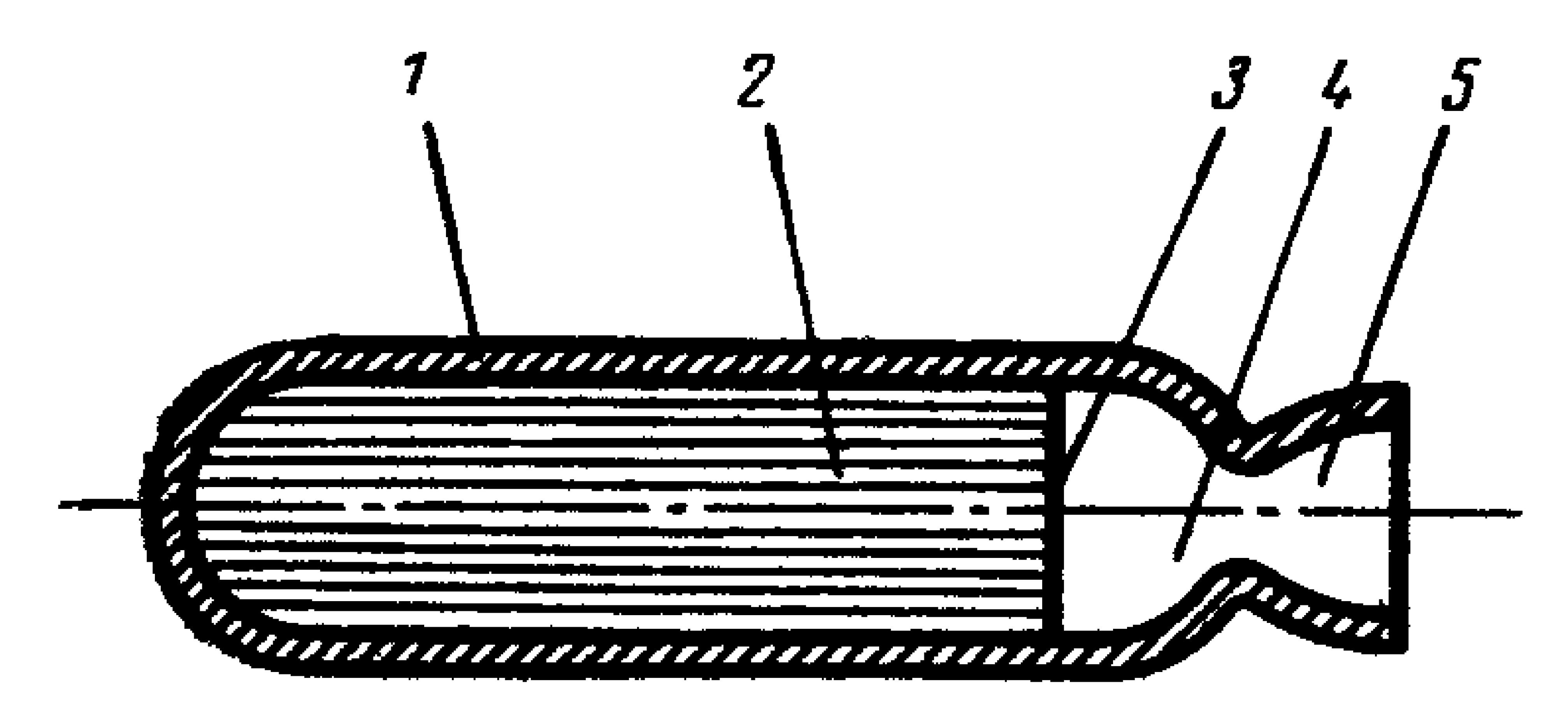
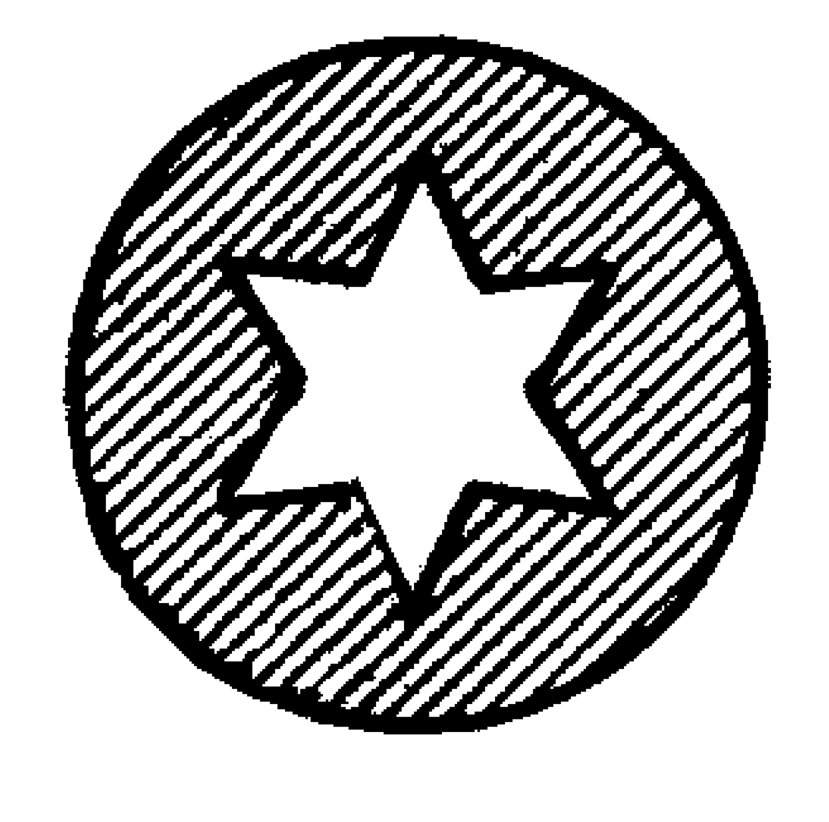


Рис. 4. Ракетный двигатель на твердом топливе:
1 — корпус двигателя; *2* — твердое топливо; *3* — поверхность горения; *4* — камера сгорания; *5* — сопло



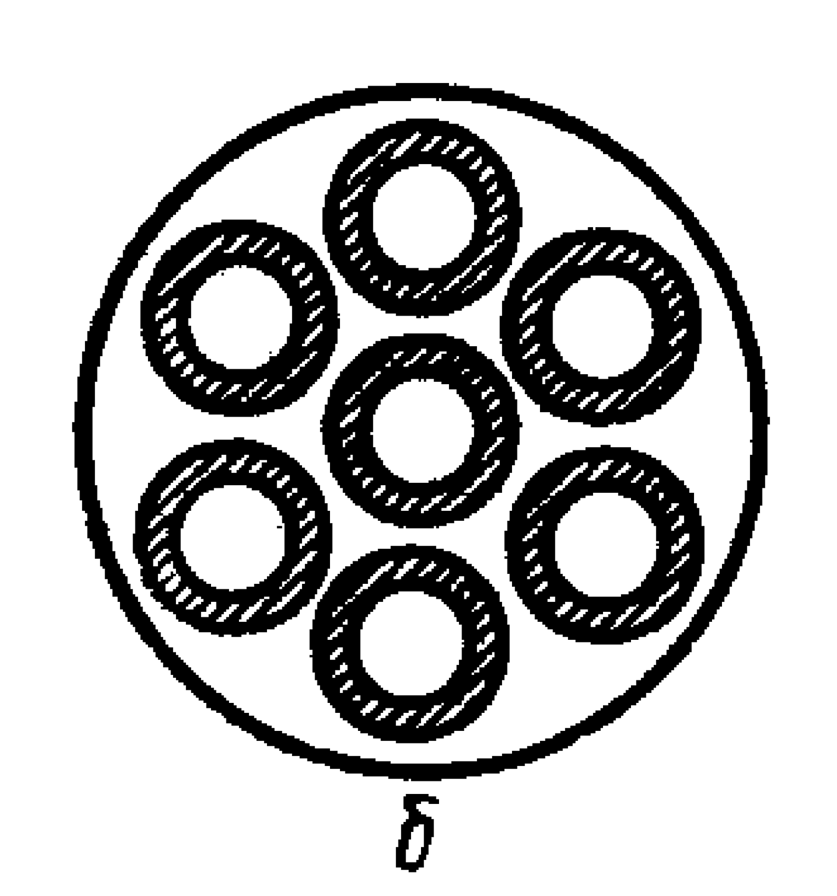


Рис. 5. Формы заряда порохового ракетного двигателя:
а — с фигурным внутренним каналом, горящим изнутри; *б* — многошашечный, шашки которого горят изнутри и снаружи

машина, объединяющая турбину и необходимое число насосов (см. рис. 3). Эта машина получила название турбонасосного агрегата (ТНА).

Для работы турбины необходим газ или пар, находящийся под высоким давлением, который обычно получают путем разложения перекиси водорода в специальном реакторе (парогазогенераторе). Образующаяся при разложении перекиси нагретая смесь кислорода и паров воды (так называемый парогаз) обеспечивает работу турбины.

Как видим, ЖРД представляет собой сложную систему различных агрегатов и устройств.

Ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ) значительно проще жидкостных.

На рис. 4 показан ракетный двигатель на твердом

топливе. Для его нормальной работы сгорание топлива должно происходить так, чтобы поверхность горения перемещалась вдоль оси двигателя с постоянной скоростью и давление в камере сгорания оставалось постоянным. При этих условиях тяга двигателя будет оставаться постоянной в течение всего времени его работы.

Если же нужно увеличить тягу (за счет уменьшения времени горения), то увеличивают поверхность горения (рис. 5).

Обычно у РДТТ стенки камеры сгорания и сопла не охлаждаются. При малом времени горения заряда они не успевают сильно нагреться и сохраняют свою прочность.

УСТРОЙСТВО И ПОЛЕТ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

Баллистической называется ракета, основная часть дальности полета которой обеспечивается скоростью, приобретенной на активном участке — движении с работающим двигателем. Траектория тела, брошенного под углом к горизонту, называется баллистической. Отсюда получила название и ракета.

НАЗНАЧЕНИЕ РАКЕТ

Форма ракеты, ее размеры и устройство определяются задачами, которые на нее возлагаются.

По назначению ракеты делятся на следующие:

— малой, средней и большой дальности действия;

— зенитные;

— авиационные;

— метеорологические и геофизические.

Ракеты малой дальности пролетают до 50 км и обычно делаются неуправляемыми Топливом для них служат специальные пороха, представляющие разновидность твердого топлива. Пример такого вида ракет — наши гвардейские минометы, применявшиеся во время Великой Отечественной войны, любовно прозванные в народе «катюшами».

Ракеты средней дальности пролетают свыше 100 *км*.

Ракеты большой дальности полета, превышающей 6—8 тысяч *км*, называются межконтинентальными.

Чем больше дальность, тем тяжелее ракета и больше ее размеры.

Стартовый вес ракет средней дальности измеряется тоннами, а межконтинентальных ракет — десятками тонн. Вес боевого заряда колеблется от сотен килограммов до нескольких тонн.

Ракеты средней и большой дальности имеют специальную систему управления.

Зенитные ракеты являются средством противовоздушной обороны. Они предназначены для борьбы с авиацией и бывают как управляемые, так и неуправляемые.

Авиационные ракеты применяются для стрельбы с самолетов по наземным и воздушным целям. Они также могут быть управляемыми и неуправляемыми.

Метеорологические и геофизические ракеты используются для исследования земной атмосферы и близлежащего космического пространства. Полет геофизических ракет с животными и научной аппаратурой с последующим их спасением стал начальным этапом решения проблем полета человека в космос.

Ракеты военного назначения часто разделяются на классы: «земля — земля», «земля — воздух», «воздух — воздух», «вода — воздух» и другие. Первое слово обозначает местоположение точки старта, а второе слово — место, где расположена поражаемая цель.

Управляемые ракеты снабжены приборами, реагирующими на положение ракеты в пространстве и находящимися на борту ракеты или на борту и на земле, если ракеты управляются с земли. У неуправляемых ракет предусматривается аэродинамическая стабилизация при помощи хвостового оперения.

На каждой ракете есть отсек для размещения полезного груза. Если ракета военного назначения, то это, как правило, боевой заряд. Если ракета предназначена для исследовательских целей, то полезный груз — измерительная аппаратура и радиопередающие устройства.

Все части ракеты связаны воедино силовым корпусом, роль которого во многих случаях выполняют стенки топливных баков, а у ракет на твердом топливе — стенки камеры сгорания.

Примером простейшей баллистической ракеты может быть жидкостная ракета V-2. Ее устройство показано на рис. 6. Компоненты жидкого топлива в этой ракете состоят из разбавленного водой этилового спирта (горючее) и жидкого кислорода (окислитель).

Двигательная установка расположена в хвостовой части ракеты. Она состоит из двигателя *10* и турбонасосного агрегата *11*, предназначенного для подачи компонентов топлива в камеру сгорания под высоким давлением. Турбонасосный агрегат приводится в действие продуктами разложения перекиси водорода, которые образуются в специальном парогазогенераторе *6*.

К двигательной установке относятся также трубопроводы, устройства подачи компонентов топлива и т. п. Двигатель и его устройства крепятся на раме двигателя *2*. Двигательная установка закрыта снаружи оболочкой хвостового отсека.

Сила тяги двигателей баллистических ракет превышает вес ракеты примерно в два раза и для ракеты V-2 составляет около 26 *т*. Время работы двигателя баллистических ракет обычно находится в преде-

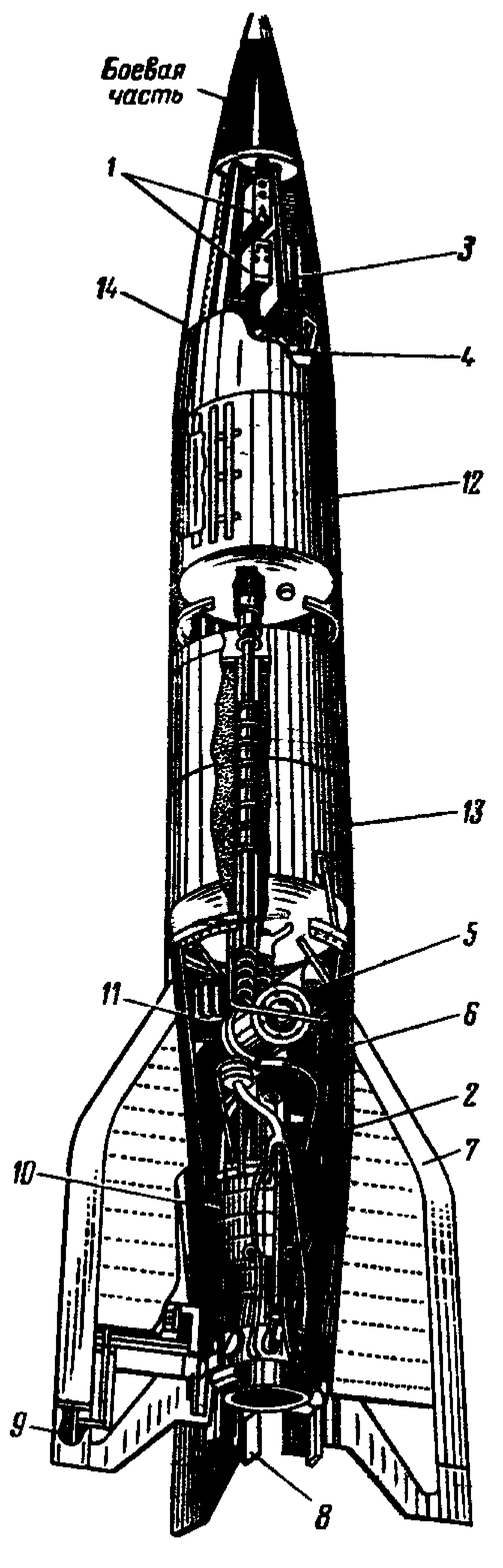
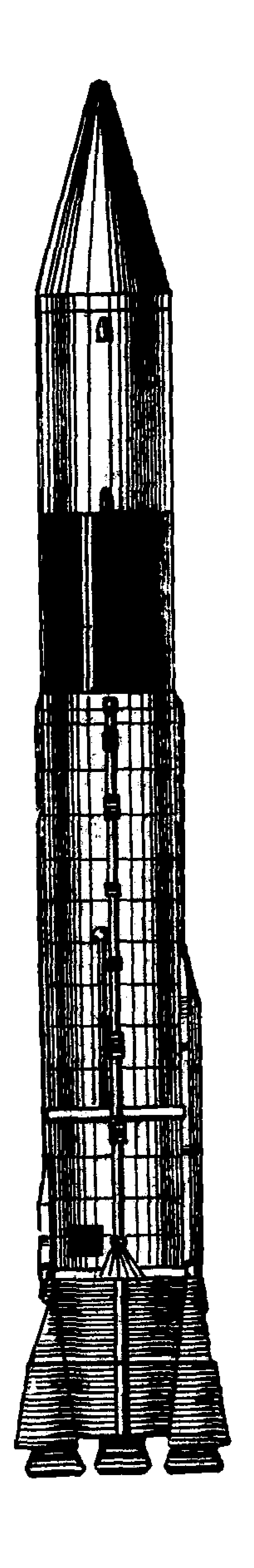


Рис. 6. Баллистическая ракета дальнего действия:
1 — приборы системы управления; *2* — рама двигателя; *3* — приборный отсек; *4* — гироскопические приборы; *5* — бак с перекисью водорода; *6* — парогазогенератор; *7* — стабилизатор; *8* — газоструйные рули; *9* — воздушные рули; *10* — двигатель; *11* — турбонасосный агрегат; *12* — бак со спиртом; *13* — бак с жидким кислородом; *14* — корпус



лах 50—200 сек., а для ракеты V-2 оно равно 64 сек.

На ракете V-2 имеется два бака: для спирта *12* и для жидкого кислорода *13*.

Боевая часть занимает передний отсек ракеты. В ракете, предназначенной для исследований, боевую часть заменяют измерительной, регистрирующей и передающей аппаратурой.

Все основные части ракеты связаны силовым корпусом, который представляет собой жесткий каркас, обтянутый листовой сталью. Ракета имеет четыре стабилизатора *7*, которые крепятся к обтекателю хвостового отсека.

Баллистические ракеты, как уже отмечалось, имеют систему управления, которая обеспечивает устойчивый полет по заданной траектории и выдает команду на выключение двигателя. В систему управления ракеты V-2 входят гироскопические приборы *4*, расположенные в приборном отсеке *3*, и другая аппаратура системы управления *1*.

Рулевыми органами ракеты, которые приводятся в действие системой управления, являются газоструйные и воздушные рули. Газоструйные рули *8* располага-

Рис. 7. Общий вид баллистической трехступенчатой ракеты «Атлас»

ются в струе газов, истекающих из сопла двигателя, и крепятся вместе со своими приводами—рулевыми машинами — на рулевом кольце. При повороте этих рулей газовый поток частично отклоняется от своего первоначального направления и таким образом возникают силы, создающие момент, поворачивающий ракету. Газоструйные рули изготовляют из графита, способного выдерживать высокую температуру.

Воздушные рули *9* играют вспомогательную роль и эффективны лишь при полете ракеты в атмосфере, при больших скоростях движения. В безвоздушном пространстве ракета управляется только газоструйными рулями. Вместо газоструйных рулей на баллистических ракетах часто применяются рулевые камеры, которые представляют собой небольшие подвижные ракетные двигатели.

Баллистические ракеты большой дальности и ракеты-носители для запуска космических станций и кораблей — это тяжелые многоступенчатые летательные аппараты, оснащенные сложным оборудованием и приборами.

На рис. 7 показан общий вид

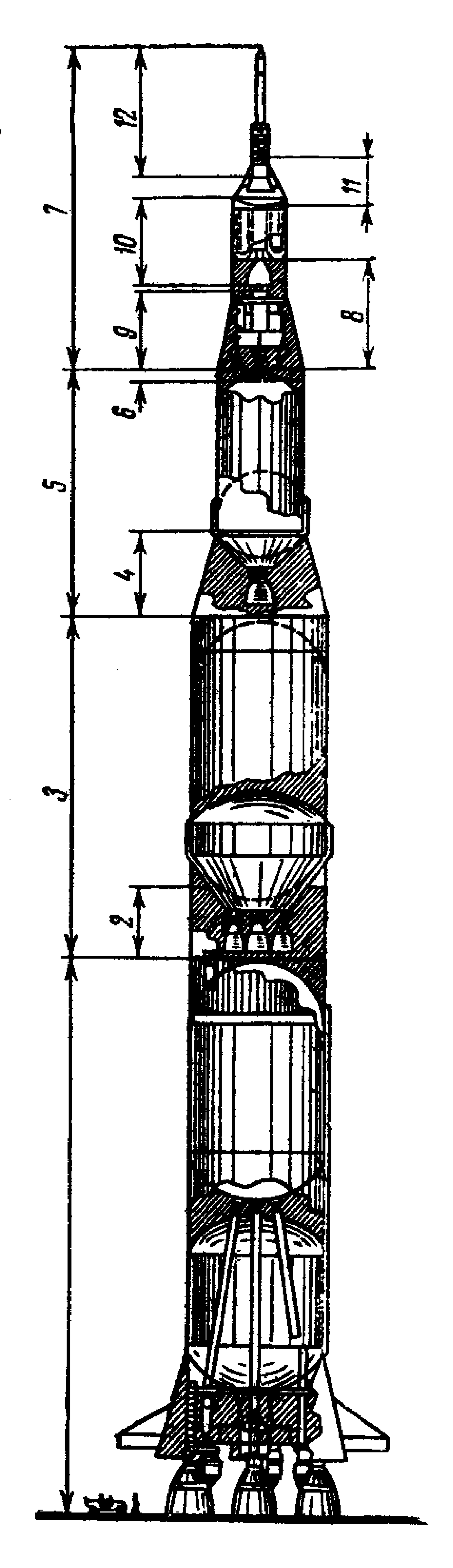


Рис. 8. Ракета-носитель «Сатурн-5» с установленным на ней космическим кораблем:

1 — *I* ступень с двигательной установкой из пяти камер; *2* — переходник между *I* и *II* ступенями; *3* — *II* ступень с двигательной установкой из пяти камер; *4* — переходник между *II* и *III* ступенями; *5* — *III* ступень; *6* — приборный отсек; *7* — космический корабль с системой аварийного спасения; *8* — переходник между *III* ступенью и космическим кораблем; *9* — экспедиционный отсек корабля; *10* — двигательный отсек корабля; *11* — отсек экипажа корабля; *12* — система аварийного спасения корабля

баллистической трехступенчатой ракеты «Атлас» для запуска автоматической станции на Луну с мягкой посадкой. Для того чтобы иметь представление о размерах этой ракеты, заметим, что ее длина 32 *м*, максимальный диаметр 3,05 *м*, стартовый вес 132 *т*, тяга двигателей при старте 163 *т*. Вес автоматической станции (полезного груза), которая может быть доставлена на луну этой ракетой, равен 800—850 *кг*.

Как видим, для запуска космических станций используются гораздо более сложные и тяжелые баллистические ракеты, чем ракета V-2. Для запуска космических кораблей с человеком на борту применяются еще более тяжелые ракеты.

На рис. 8 изображена ракета-носитель «Сатурн-5» с установленным на ней космическим кораблем, предназначенным для высадки человека на Луну. Вес корабля составляет 39 *т*, стартовый вес ракеты 2751 *т*, общая длина ракеты 111 *м*, диаметр *I* и *II* ступеней 10 *м*.

Из приведенных характеристик, которыми должны обладать ракеты-носители космических станций и кораблей, видны те трудности, которые отделяли мечту человека о полете в космос от ее реального осуществления.

ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА

Стартует баллистическая ракета со специального стартового устройства, на котором ее устанавливают вертикально. После отделения ракеты от стартового устройства она некоторое время движется вертикально. Начиная с некоторой высоты система управления постепенно разворачивает ракету и ее траектория становится наклонней. В момент достижения ракетой заданной скорости двигатели выключаются, и она совершает свободный полет (рис. 9). В момент выключения двигателя угол наклона траектории полета ракеты к горизонту составляет обычно 40—45°. Участок траектории от старта до точки выключения двигателя называется **активным участком**, остальная часть траектории — **пассивным участком**.

Двигатель ракеты выключается на высотах, где сопротивление атмосферы ничтожно. С этого момента прекращается функционирование системы управления. Ра-

кета становится неуправляемой и в зависимости от случайных сил произвольно вращается относительно центра тяжести. При входе в плотные слои атмосферы она из-за наличия стабилизаторов ориентируется по направлению полета и в конце падения снова движется головной частью вперед.

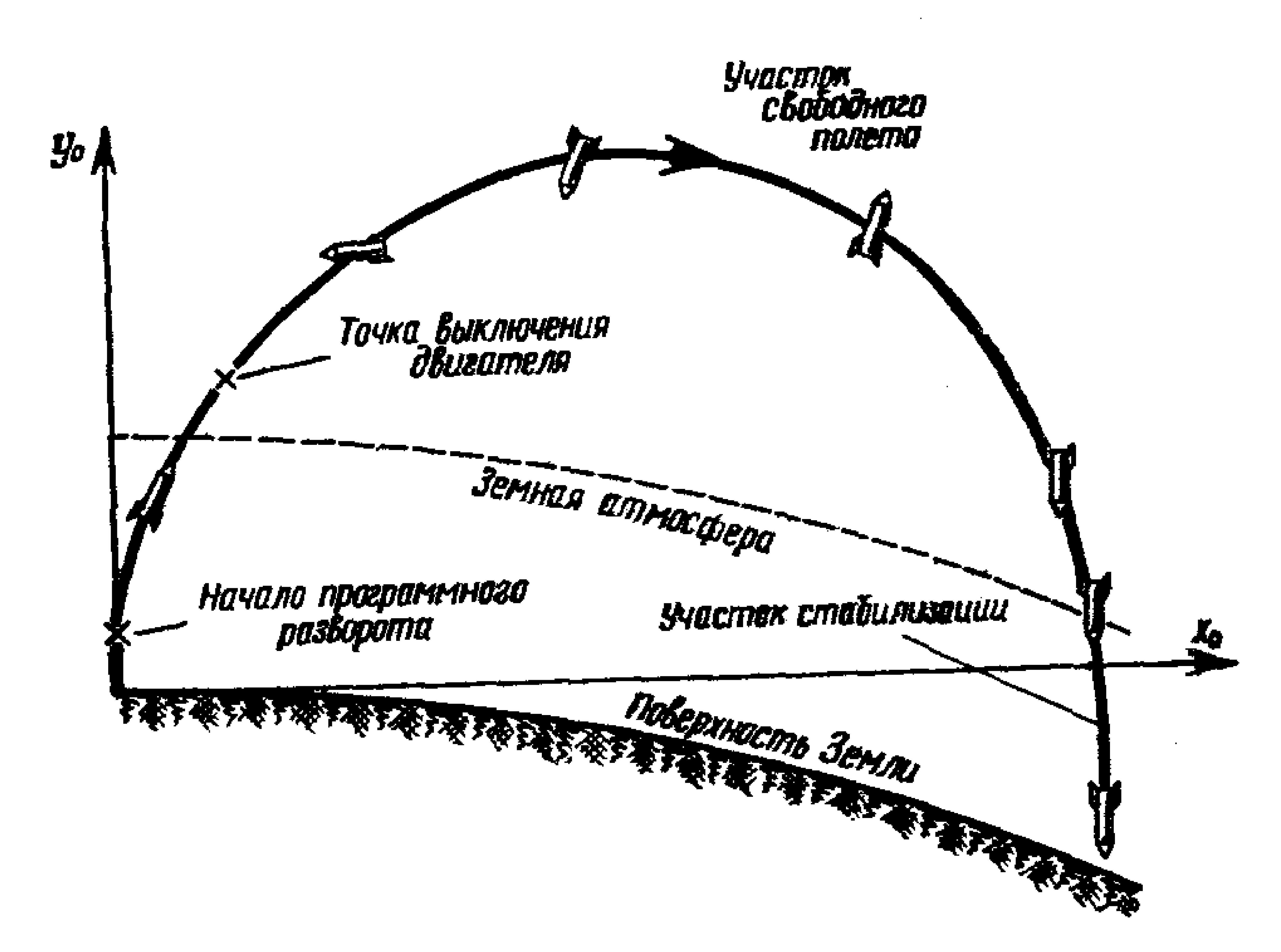


Рис. 9. Траектория полета баллистической ракеты

Однако при этом возникают значительные нагрузки на корпус ракеты. Легкие баки не способны противостоять большим инерционным и аэродинамическим силам в условиях сильного нагрева от трения о воздух, и ракета на нисходящем пассивном участке траектории неминуемо разрушается на большой высоте, не достигнув цели.

Выход из такого положения — применение отделяющейся головной части. В этом случае не ставится задача довести до цели в сохранном виде всю конструкцию ракеты. Отделение головной части происходит сразу после выключения двигателя. Для того чтобы полет головной части при подходе к цели был устойчивым, ее снабжают собственным стабилизатором.

В настоящее время баллистические ракеты широко используются при запуске спутников, автоматических станций и космических кораблей для исследования космического пространства и других планет. При запуске

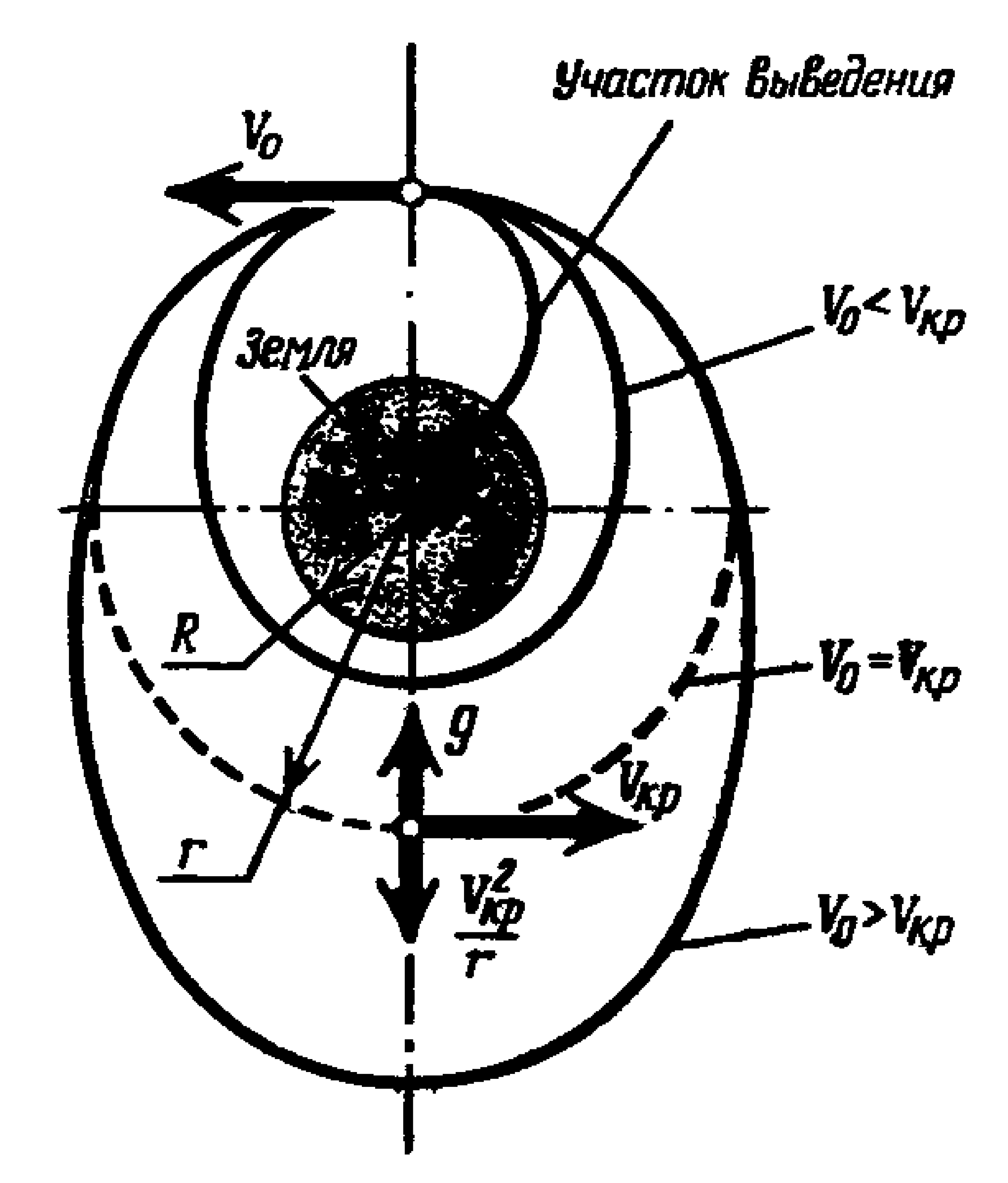


Рис. 10. Изменение орбиты спутника в зависимости от величины скорости выведения

космических аппаратов в начальной стадии полета траектория ракеты-носителя (участок выведения, рис. 10) аналогична траектории баллистической ракеты.

Первым шагом человека в космос был запуск искусственного спутника Земли. Спутнику нужно сообщить так называемую круговую или первую космическую скорость. Так, например, для выведения спутника на круговую орбиту высотой 300 *км* ему нужно сообщить скорость $V_{кр}=7{,}73$ *км/сек*. Круговую скорость спутника можно определить по формуле

$$V_{кр} = \frac{629}{\sqrt{R+h}}, \text{ км/сек},$$

где h — высота орбиты над поверхностью земли, *км;*
R — средний радиус земли ($R = 6371$ *км*);
629 — постоянный коэффициент.

Если к моменту выведения спутника на орбиту его скорость V_0 превышает круговую для данной высоты выведения, орбита становится эллиптической, и точка наибольшего удаления орбиты от центра Земли (так называемый апогей) всегда будет находиться на бо́льшей высоте, чем точка выведения (см. рис. 10). При скорости выведения меньшей круговой точка наименьшего удаления эллиптической орбиты от центра Земли (так называемый перигей) всегда будет ниже высоты выведения. При небольших высотах выведения это приведет к сравнительно быстрому входу спутника в плотные слои атмосферы, торможению и разрушению.

Время одного оборота спутника вокруг Земли называется п е р и о д о м его о б р а щ е н и я. При круговой

орбите радиуса $r=R+h$ период обращения спутника $T_{\text{сп. кр}}$ будет

$$T_{\text{сп. кр}} = \frac{2\pi r}{V_{\text{кр}}},\ \textit{сек}.$$

При полете спутника на высоте 300 *км* период его обращения вокруг Земли составляет примерно 90 мин. С увеличением высоты это время возрастает.

При высоте 35 830 *км* период обращения спутника становится равным 23 час. 56 мин., т. е. одним звездным суткам. Такой спутник при пуске в плоскости экватора в восточном направлении для наблюдателя, находящегося на Земле, казался бы неподвижно висящим в пространстве.

Следующий шаг на пути освоения космоса — запуск автоматических станций на другие планеты.

На рис. 11 показана схема запуска и маневров автоматической станции на траектории полета к Луне. При помощи ракеты-носителя автоматическая станция и последняя ступень ракеты выводятся на орбиту искусствен-

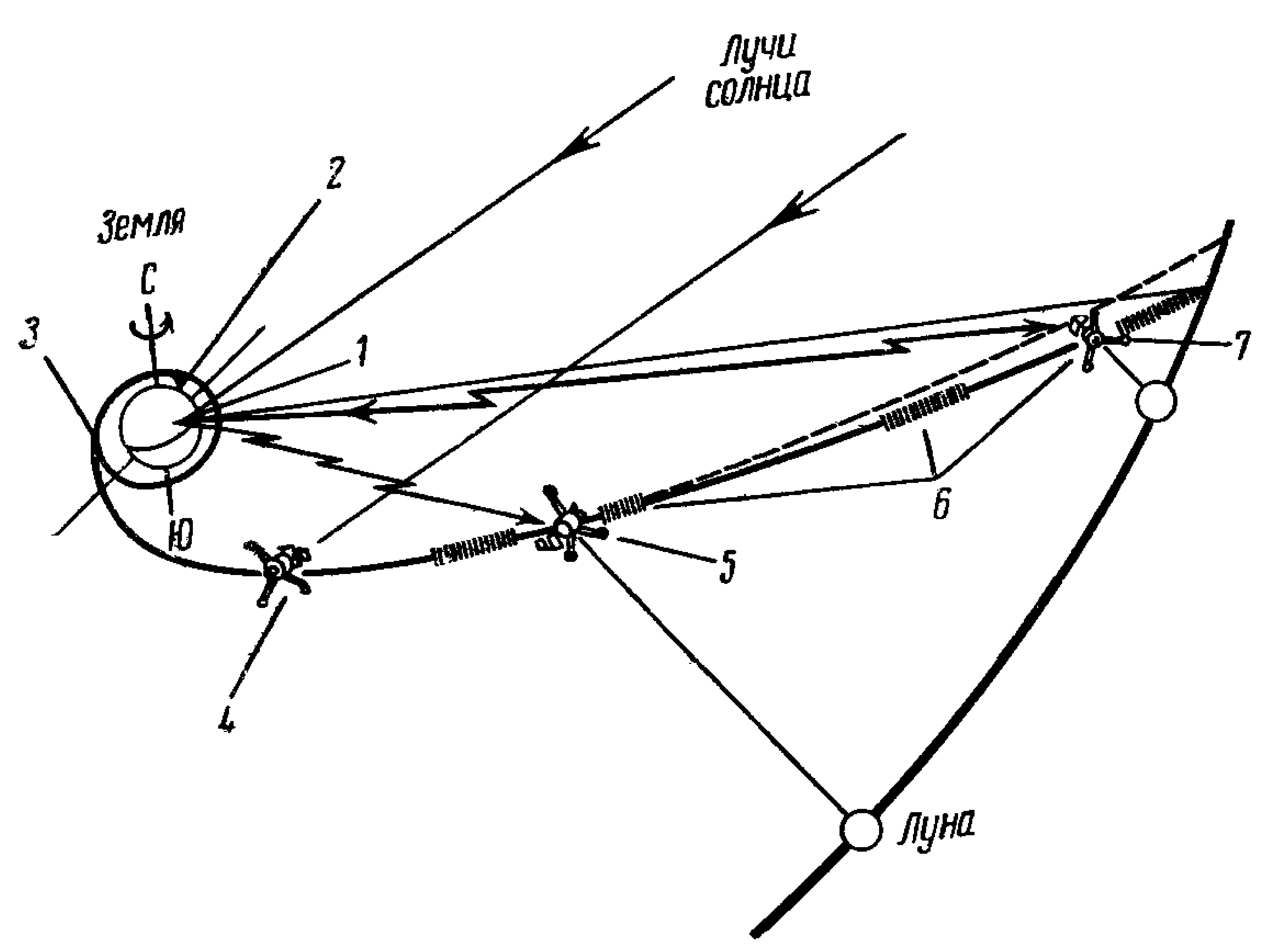


Рис. 11. Схема запуска и последовательности маневров автоматической станции на траектории полета к Луне:

1 — наземная станция слежения; *2* — точка старта; *3* — отделение автоматической станции от последней ступени ракеты; *4* — свободный полет станции; *5* — коррекция траектории; *6* — наблюдение за станцией с наземного пункта; *7* — маневр на конечном участке траектории полета

ного спутника Земли. Затем при помощи последней ступени ракеты-носителя станция выводится на траекторию полета к Луне и производится ее отделение от ракеты. Далее станция совершает свободный полет. В определенные моменты времени с наземной станции слежения проводится коррекция ее траектории. При подлете на определенное расстояние к Луне станция выполняет ряд

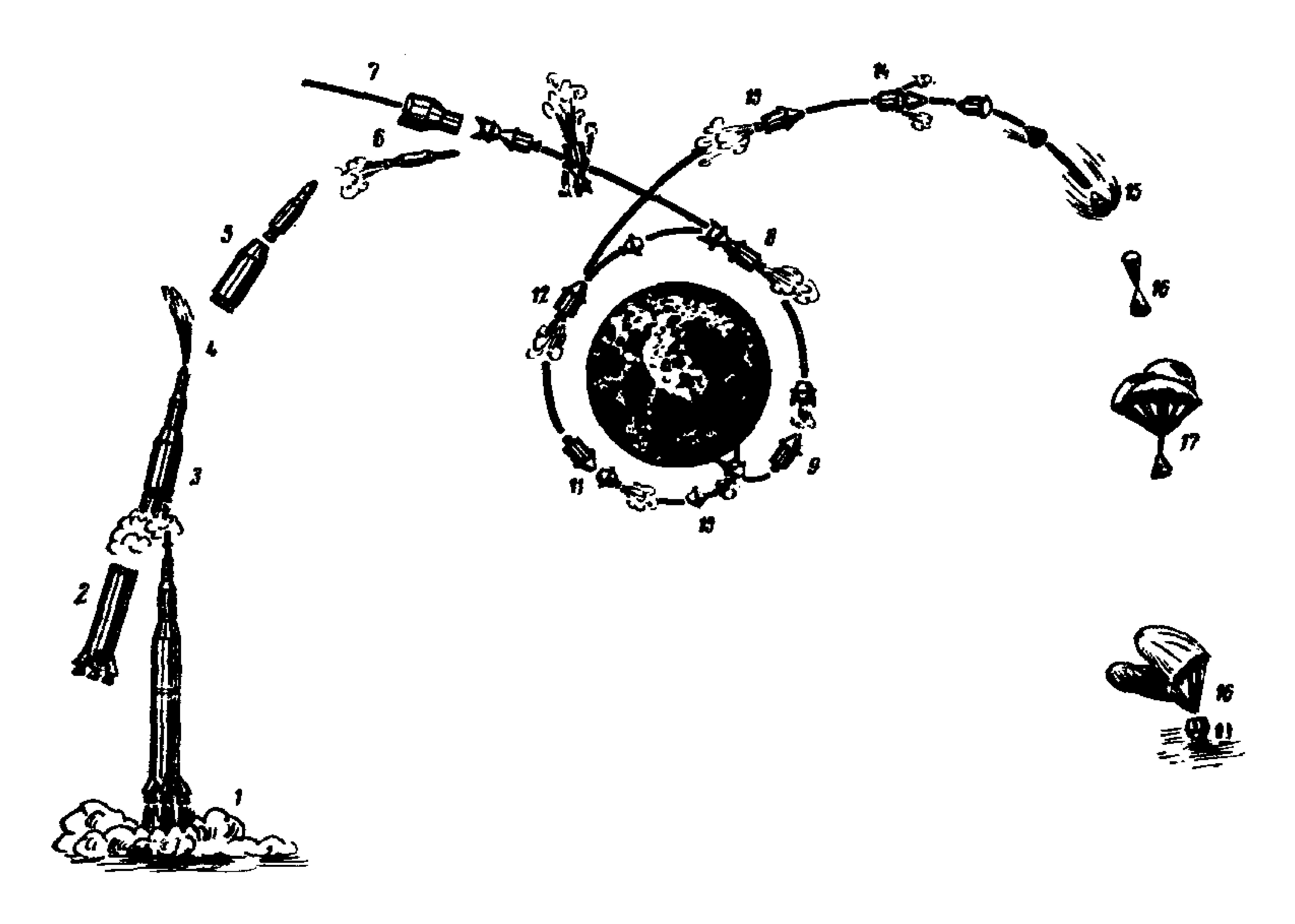


Рис. 12. Схема запуска и полета космического корабля на орбиту вокруг Луны, посадки космонавтов на Луну и возвращения их на Землю:

1 — старт; *2* — отделение *I* ступени; *3* — выключение двигателей *II* ступени; *4* — сбрасывание системы аварийного спасения отсека экипажа; *5* — выход корабля на околоземную орбиту; *6* — выход корабля на траекторию полета к Луне; *7* — установка экспедиционного отсека в положение для снижения на лунную поверхность; *8* — выход корабля на окололунную орбиту; *9* — снижение и посадка экспедиционного отсека на лунную поверхность; *10* — старт взлетной ступени экспедиционного отсека; *11* — встреча взлетной ступени с кораблем на окололунной орбите; *12* — сбрасывание взлетной ступени и выход корабля на траекторию полета к Земле; *13* — коррекция траектории при полете к Земле; *14* — отделение двигательного отсека; *15* — вход отсека экипажа в атмосферу; *16* — раскрытие стабилизирующих парашютов; *17* — раскрытие главных парашютов; *18* — приземление

маневров и совершает посадку на Луну. Если космический аппарат после посадки на другую планету должен вернуться на Землю, задача значительно усложняется.

На рис. 12 показана возможная схема запуска и по-

лета космического корабля на орбиту вокруг Луны, посадки космонавтов на Луну и возвращения их на Землю. Участок траектории полета корабля до подлета к Луне такой же, как и в предыдущем случае. После подлета к Луне корабль выводится на окололунную орбиту и становится спутником Луны. Затем от корабля отделяется специальный отсек с экипажем и при помощи специальных двигателей садится на лунную поверхность. При возвращении с Луны стартует взлетная ступень отсека с экипажем; на окололунной орбите она встречается с кораблем. Космонавты переходят в отсек корабля, взлетная ступень сбрасывается, корабль выводится на траекторию полета к Земле. На среднем участке траектории полета к Земле производится коррекция курса корабля и затем отделяется двигательный отсек. При входе отсека с экипажем в атмосферу Земли раскрываются сначала стабилизирующие, а затем главные парашюты, при помощи которых и происходит приземление экипажа.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ

В полете на ракету могут действовать различные возмущения, обусловленные ветром, отклонением оси действия тяги от продольной оси ракеты и т. п. Под их влиянием ракета может уклониться от заданной траектории. После взлета ракету нужно развернуть так, чтобы в конце активного участка получить требуемый угол наклона продольной оси ракеты к плоскости горизонта. Наконец, при достижении ракетой заданной скорости должна быть дана команда на выключение двигателя.

Все эти задачи решает *система управления*. Так называется совокупность устройств, обеспечивающих полет баллистической ракеты по заданной траектории. Баллистические ракеты, как правило, управляются установленной на борту ракеты аппаратурой, состоящей из автомата, обеспечивающего стабилизацию ракеты на активном участке траектории, и измерителя скорости, выдающего команду на выключение двигателя ракеты. Работа автомата стабилизации и измерителя скорости основана на использовании свободных гироскопов, обладающих способностью сохранять свое положение в пространстве.

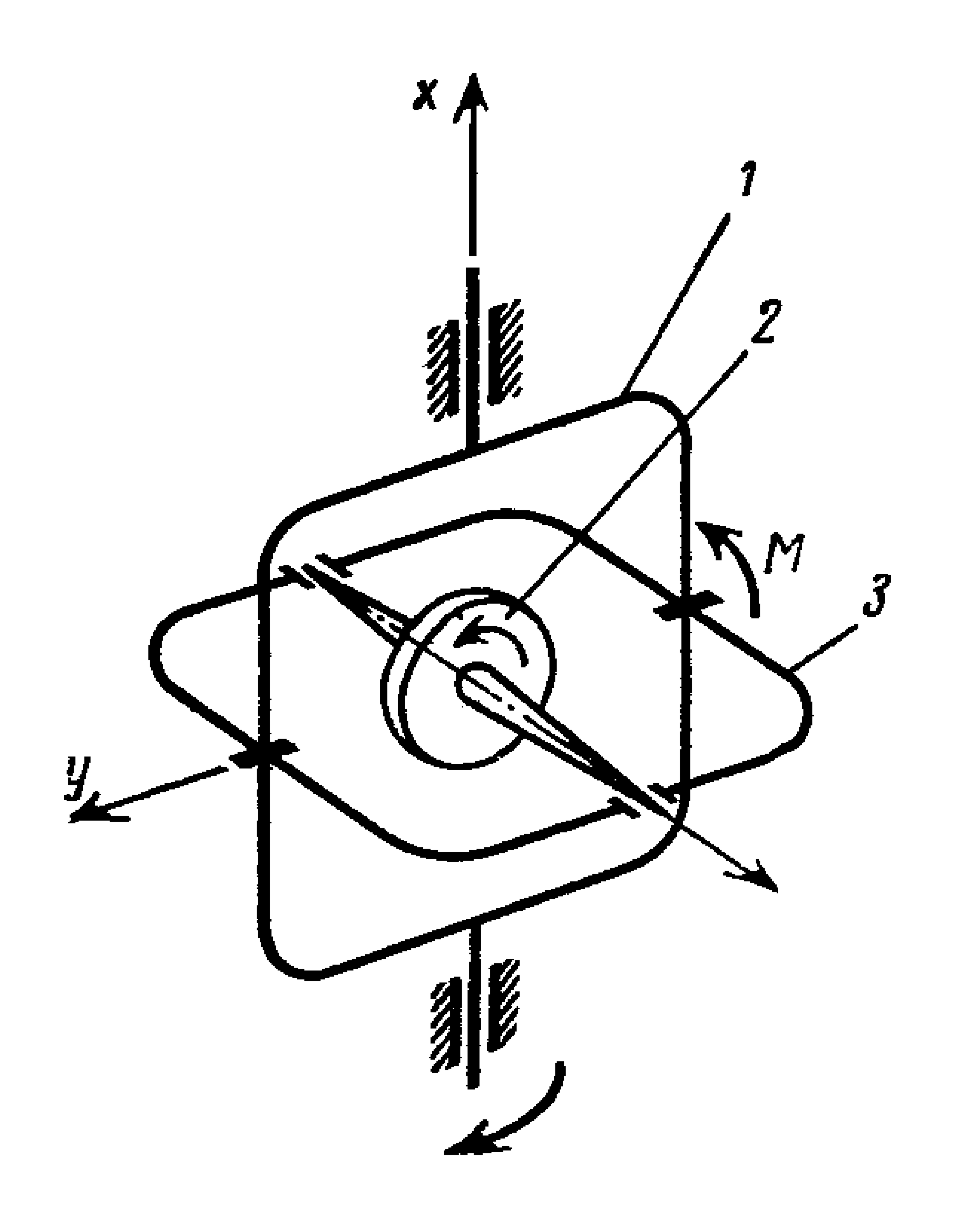


Рис. 13. Схема свободного гироскопа:

1 — внешнее кольцо подвеса; *2* — ротор гироскопа; *3* — внутрениее кольцо подвеса

При воздействии на такой гироскоп (рис. 13) внешнего момента, например, относительно оси y гироскоп вместе с внешним кольцом будет поворачиваться вокруг оси x со скоростью, пропорциональной величине внешнего момента.

Свободный гироскоп позволяет измерить угловые отклонения летательного аппарата от его исходного положения.

Действительно, если внешнюю ось x свободного гироскопа (рис. 13) поместить в подшипниках, связанных с корпусом ракеты, то при повороте ракеты в полете вокруг осей x и y можно определить угол поворота по показаниям специальных датчиков, установленных на осях свободного гироскопа, с которых снимаются сигналы, пропорциональные углам отклонения ракеты.

Как же работает автомат стабилизации ракеты? Принцип его работы рассмотрим на примере простейшего автомата (рис. 14).

Приводом рулевого органа (газового руля или рулевой камеры) ракеты является силовой цилиндр с подвижным поршнем. Давление в цилиндре по обе стороны от поршня регулируется распределительным золотником, который передвигается чувствительной мембраной. Для подачи масла в правую или левую полость цилиндра золотник необходимо передвинуть соответственно вправо или влево. Воздух под давлением поступает в обе полости мембранной коробки из пневмосистемы ракеты через отверстия *I* и *II*, перекрытые наполовину заслонкой. Заслонкой служит скоба, жестко укрепленная на оси гироскопа курса и потому остающаяся неподвижной при повороте ракеты. При полете ракеты по курсу оба отверстия распределителя воздуха перекрыты одинаково

и давление в обеих полостях мембранной коробки одинаково. Руль находится в нейтральном положении.

Предположим теперь, что ракета по какой-либо причине отклонилась от заданного курса, например влево. Тогда распределитель воздуха, жестко связанный с ракетой, переместится и отверстие *I* начнет перекрывать-

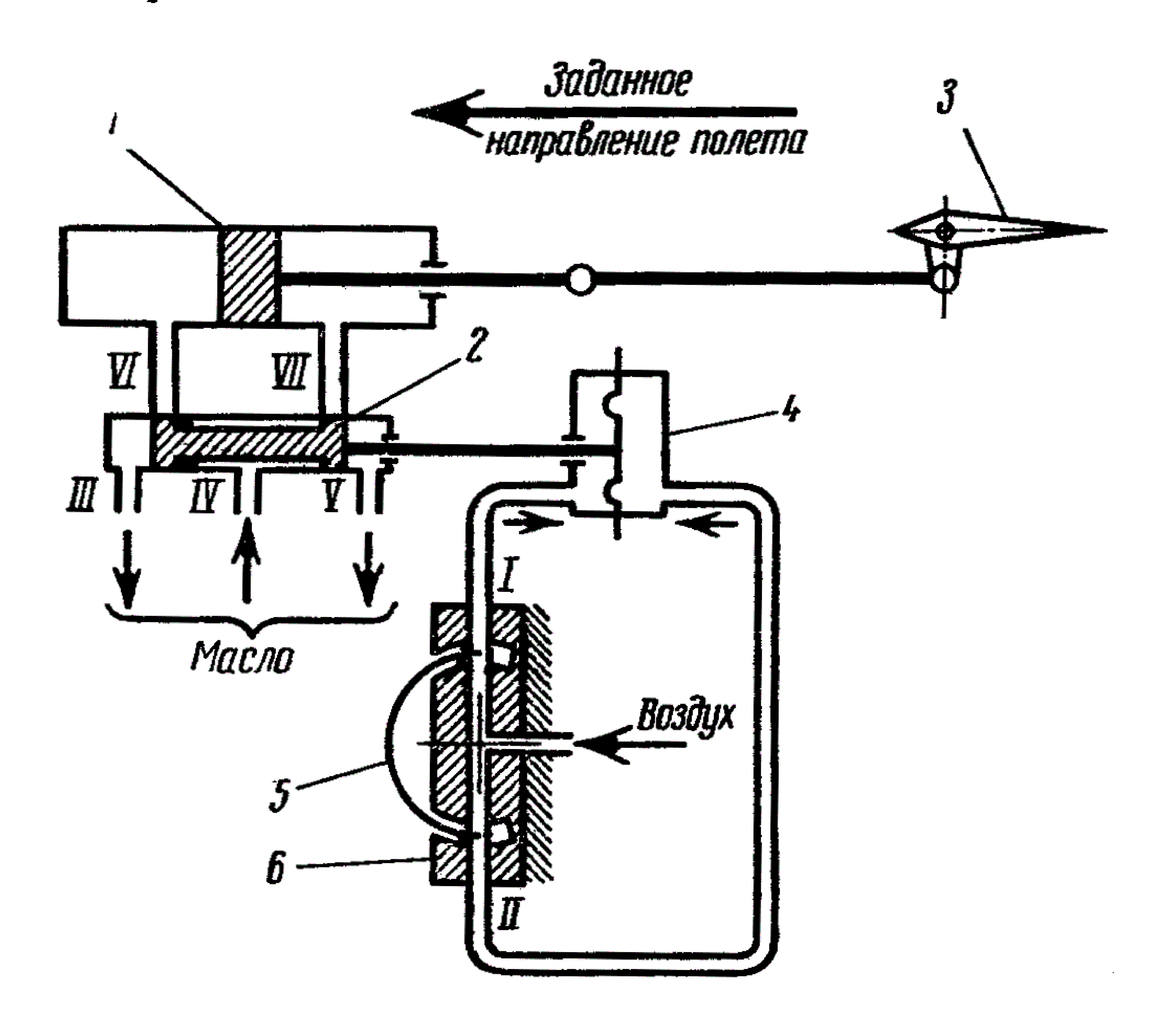


Рис. 14. Схема простейшего автомата стабилизации ракеты:
1 — силовой цилиндр; *2* — золотник; — *3* руль; *4* — мембранная коробка; *5* — заслонка; *6* — распределитель воздуха; *I—VII* — отверстия

ся, а отверстие *II* — открываться. Давление в правой полости мембранной коробки повысится, и шток золотника сместится влево, что приведет к поступлению масла в левую полость силового цилиндра. При этом руль повернется против часовой стрелки, и ракета начнет поворачиваться вправо, т. е. возвращаться в первоначальное положение. Казалось бы, описанный автомат полностью решает задачу курсовой стабилизации ракеты. Однако эта система обладает серьезным недостатком.

Посмотрим, как будет происходить движение ракеты дальше.

Когда ракета примет нужное направление, заслонка, мембрана и золотник займут нейтральное положение, но поршень силового цилиндра и руль останутся в прежнем положении и, следовательно, ракета будет продолжать поворачиваться вправо. Лишь когда ракета по-

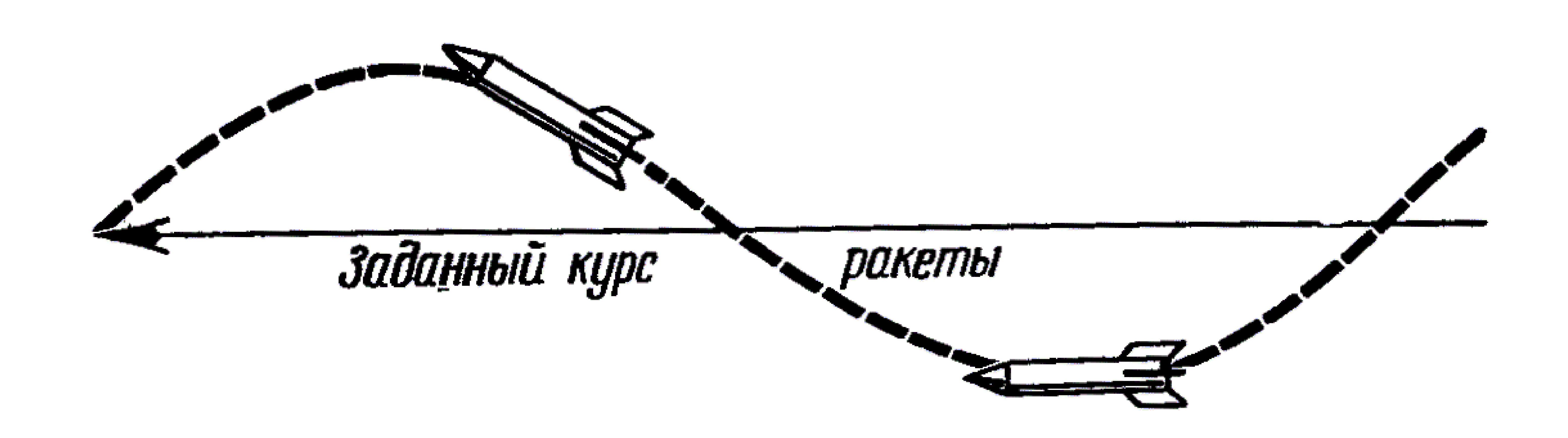


Рис. 15. Характер движения ракеты при управлении простейшим автоматом стабилизации

вернется вправо так, что заслонка перекроет отверстие *II* и приоткроет отверстие *I*, золотник передвинется в другую сторону, руль повернется обратно, и ракета будет разворачиваться влево. Возникает, таким образом, колебательное движение — р ы с к а н и е по курсу, и ракета будет лететь «змейкой» (рис. 15).

Чтобы исключить это явление, автомат стабилизации при управлении движением ракеты должен выводить руль из отклоненного положения к моменту возвращения ракеты на заданный курс. Для этого используют о б р а т н у ю с в я з ь по отклонению руля.

На рис. 16 показана схема автомата стабилизации курса с обратной связью по отклонению руля. Здесь распределитель воздуха уже не связан жестко с корпусом ракеты, а имеет возможность при отклонении руля поворачиваться относительно оси, перпендикулярной плоскости чертежа. Посмотрим, как теперь будет происходить возвращение ракеты на заданный курс.

Снова предположим, что по какой-то причине ракета отклонилась влево от курса. Тогда, как и в предыдущем случае, сработают элементы автомата стабилизации, и руль повернется против часовой стрелки. Одновременно через обратную связь руль повернет по часовой стрелке распределителя воздуха. Ракета будет

поворачиваться вправо. При этом начнет открываться отверстие I и закрываться отверстие II, в результате чего руль будет поворачиваться в обратную сторону. Когда ракета вернется на заданный курс, руль встанет в нейтральное положение, а вместе с ним и распредели-

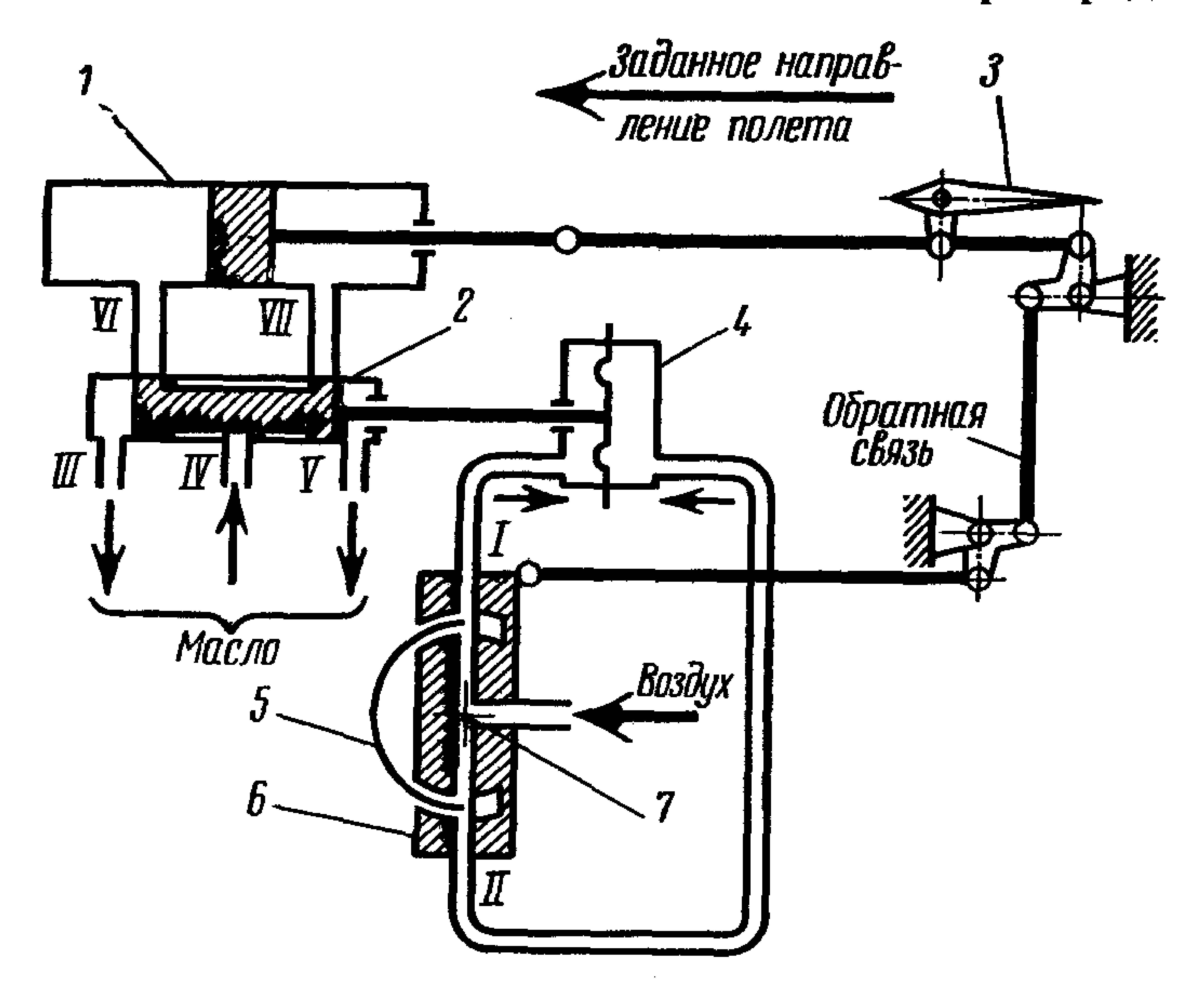


Рис. 16. Схема автомата стабилизации курса с обратной связью по отклонению руля:

1 — силовой цилиндр; 2 — золотник; 3 — руль; 4 — мембранная коробка; 5 — заслонка; 6 — распределитель воздуха; I—VII — отверстия; 7 — ось вращения распределителя воздуха

тель воздуха. В этом случае возвращение ракеты на заданный курс не будет колебательным (рис. 17).

Мы рассмотрели работу автомата стабилизации курса. Аналогичным образом стабилизация ракеты осуще-



Рис. 17. Характер движения ракеты при управлении автоматом стабилизации с обратной связью

ствляется по тангажу и по крену (вращению). Кроме того, на борту ракеты должно быть устройство, которое при достижении ею заданной скорости дает команду на выключение двигателя.

На рис. 18 показана простейшая схема системы управления баллистической ракетой. Рассмотрим, из каких элементов состоит автомат стабилизации ракеты. Как уже отмечалось, он предназначен для стабилизации ракеты на активном участке траектории. Кроме того, при помощи автомата стабилизации осуществляется программный разворот ракеты.

Автомат стабилизации включает в себя два свободных гироскопа: гировертикант (ГВ) и гирогоризонт (ГГ). Оси гировертиканта и гирогоризонта, как показано на рис. 18, определенным образом ориентированы относительно осей $OX_1Y_1Z_1$, жестко связанных с ракетой. В свою очередь, ракета на стартовой площадке определенным образом устанавливается относительно стартовой системы координат $OX_0Y_0Z_0$, жестко связанной с Землей в точке старта. Ось OX_0 стартовой системы всегда направляется на цель, а ось OY_0 — вверх.

Перед пуском ракета устанавливается вертикально так, чтобы плоскость ее рулей *I—III* лежала в плоскости X_0OY_0. Тогда рули *II—IV* ракеты окажутся в плоскости Y_0OZ_0.

Далее для простоты рассмотрим стабилизацию ракеты при вертикальном полете.

Оси внешних рамок гирогоризонта и гировертиканта могут вращаться в подшипниках, жестко связанных с корпусом ракеты (см. рис. 18). На внешней оси гировертиканта — оси рыскания — установлен датчик угла рыскания (*ДУ*ψ), с которого снимаются сигналы на рули *I* и *III* при угловом отклонении (рыскании) ракеты относительно плоскости X_0OY_0.

На внешней оси гирогоризонта — оси тангажа — установлен датчик угла тангажа (*ДУ*ϑ), с которого снимаются сигналы на рули *II* и *IV* при отклонении ракеты в плоскости X_0OY_0.

Для стабилизации ракеты по вращению на оси внутренней рамки гировертиканта установлен датчик угла вращения (*ДУ*φ). При вращении ракеты относительно оси OY_0 с этого датчика снимаются команды на отклонение всех четырех рулей (см. рис. 18, 19).

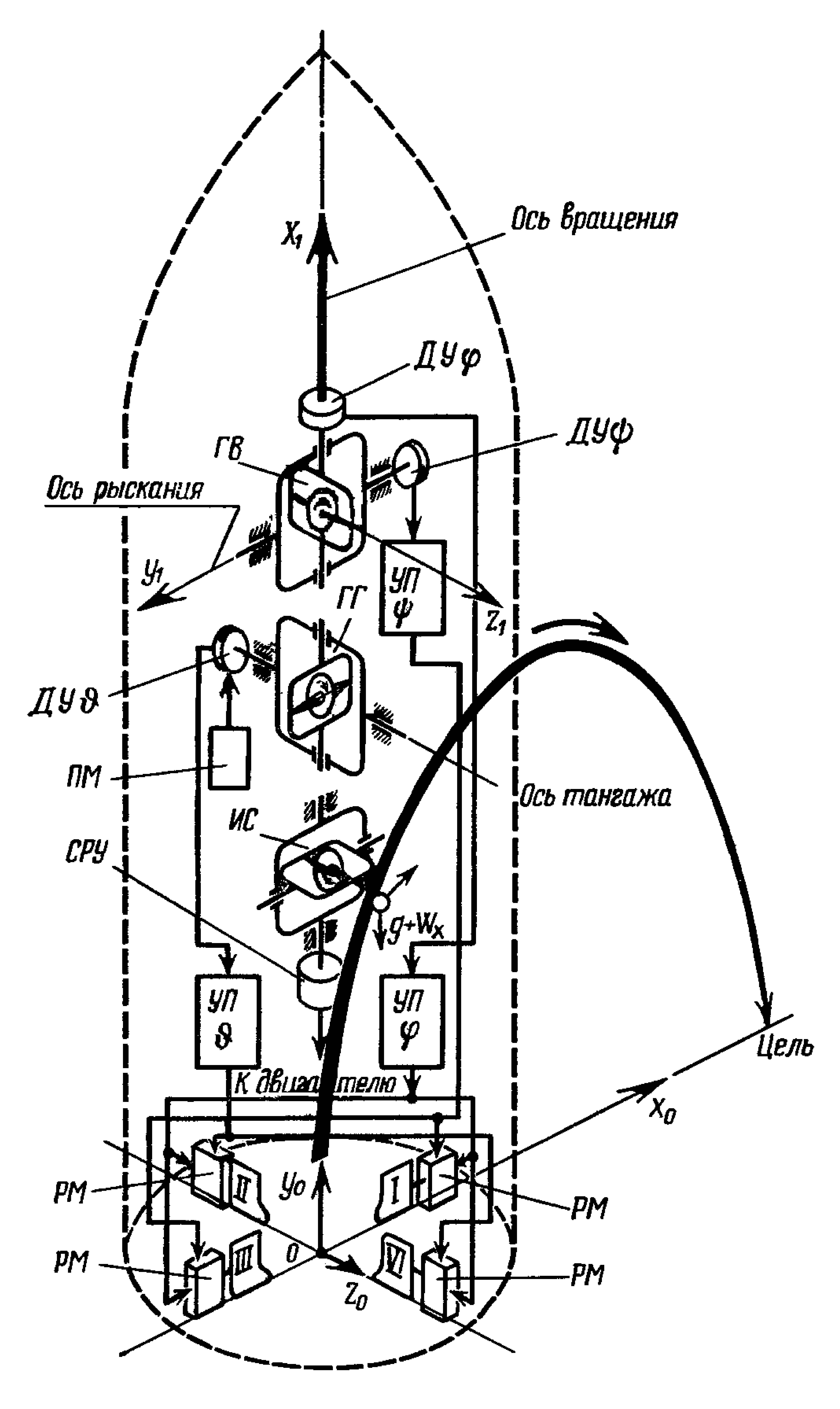


Рис. 18. Простейшая схема системы управления баллистической ракетой

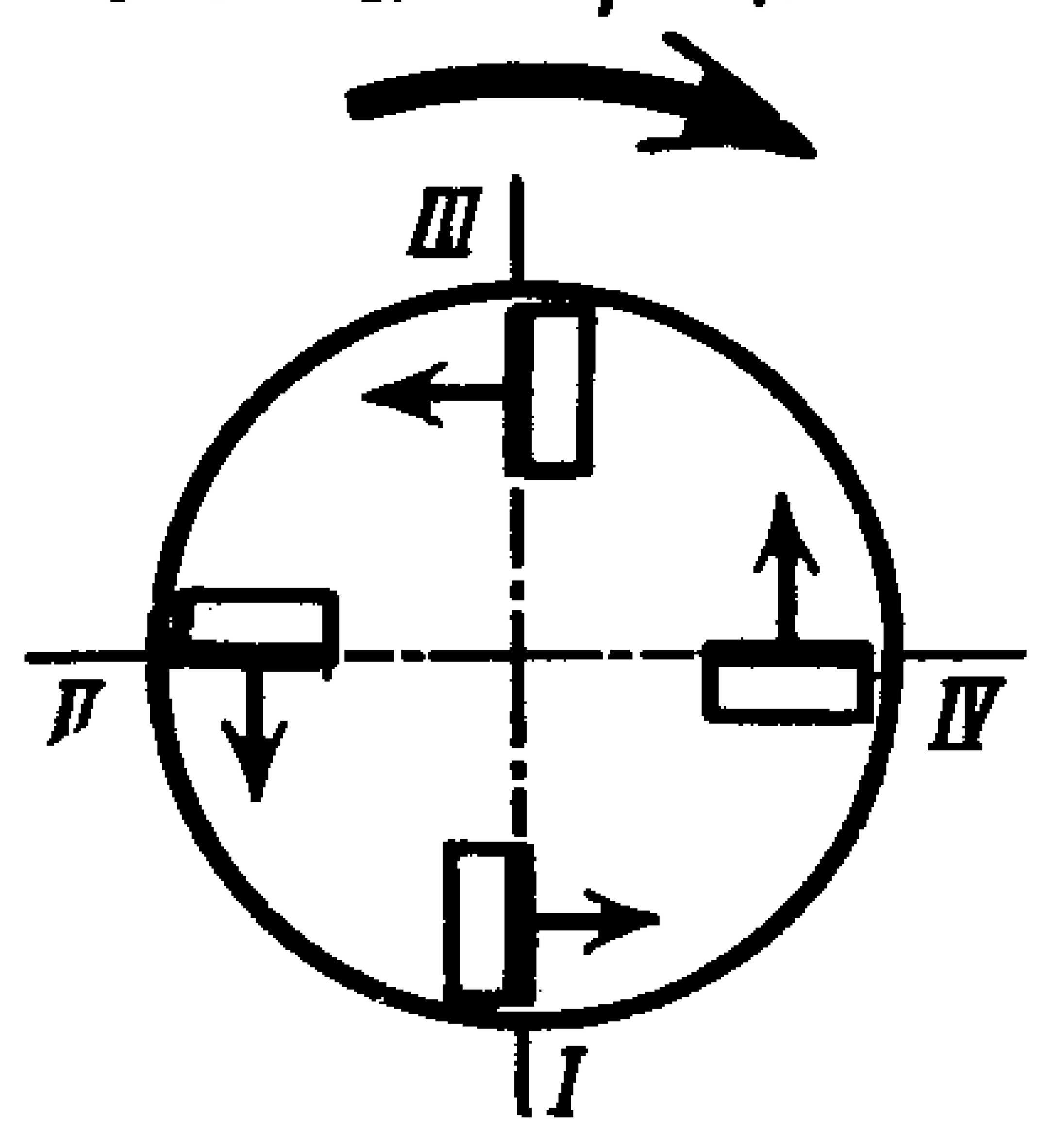


Рис. 19. Схема отклонения рулей ракеты при парировании возмущающего момента по вращению

Для программного разворота ракеты имеется специальный программный механизм (ПМ), который во время полета ракеты постепенно разворачивает датчик угла тангажа (*ДУ*ϑ) и дает сигналы на отклонение рулей *II—IV*, вследствие чего ракета разворачивается на заданный программный угол в плоскости X_0OY_0.

Заметим, что электрические сигналы, снятые с датчиков гироприборов, очень слабы, и их нельзя непосредственно подавать на рулевые машины (РМ), поворачивающие рули. Кроме того, эти сигналы необходимо преобразовывать по определенному закону. Для этого в каждом канале автомата стабилизации есть усилители-преобразователи (*УП*ψ, *УП*ϑ, *УП*φ). Только после усиления и преобразования сигнал подается на рулевые машины.

Но одного только автомата стабилизации недостаточно, чтобы ракета попала в заданную цель. Необходимо еще выключить двигатель при достижении ракетой определенной заданной скорости.

Для этого на борту ракеты устанавливают гироскопический измеритель скорости (*ИС*) (см. рис. 18). Измеритель скорости представляет собой свободный гироскоп, к внутренней рамке которого прикреплен груз. Посредством этого груза, в результате действия ускорения земного притяжения g и ускорения W_x, сообщаемого ракете двигателем, на ось внутренней рамки измерителя скорости действует момент. Этот момент вызывает вращение гироскопа вокруг внешней оси. Угол поворота внешней рамки гироскопа *ИС* пропорционален величине скорости ракеты. Угол поворота гироскопа в специальном счетно-решающем устройстве (СРУ) преобразуется в электрический сигнал, который при достижении ракетой заданной скорости выдается в специальные устройства, выключающие двигатель.

После выключения двигателя система управления прекращает работу, и ракета совершает свободный полет.

МОДЕЛЬ РАКЕТЫ И ЕЕ ЛЕТНЫЕ СВОЙСТВА

Летные свойства модели ракеты зависят от ее формы, веса, силы тяги двигателя и т. п. Для оценки этих свойств необходимо знать, какие факторы влияют на полет модели ракеты, и представлять картину происходящих при этом явлений. Для простоты рассмотрим неуправляемый полет.

СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА МОДЕЛЬ. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Основными силами, определяющими движение модели ракеты в полете, являются тяга, вес и аэродинамические силы.

Движение ракеты под действием известных заранее закономерных сил принято называть невозмущенным движением. Например, невозмущенным будет движение модели ракеты под действием сил тяги и аэродинамических сил, рассчитываемых на основании известных нам законов их изменения.

Кроме закономерных сил, на ракету в полете могут действовать случайные внешние воздействия. Например, порывы ветра, непредусмотренные изменения тяги двигателя и т. п. Под действием таких случайных сил модель ракеты будет совершать движение, которое называется возмущенным движением.

В реальных условиях полета модель ракеты подвержена непрерывному воздействию различных случайных возмущений. Так, например, модель не может быть изготовлена абсолютно точно. Линия действия тяги двигателя всегда смещена относительно продольной оси модели (рис. 20,*а*), или составляет некоторый угол с ее продольной осью (рис. 20,*б*). Внешние обводы модели тоже не могут быть выполнены идеально. Поэтому некоторой несимметрией обладают и аэродинамические силы. Стабилизаторы, предназначенные для обеспечения устойчивости полета, также имеют погрешности исполнения. Все это приводит к возникновению моментов и

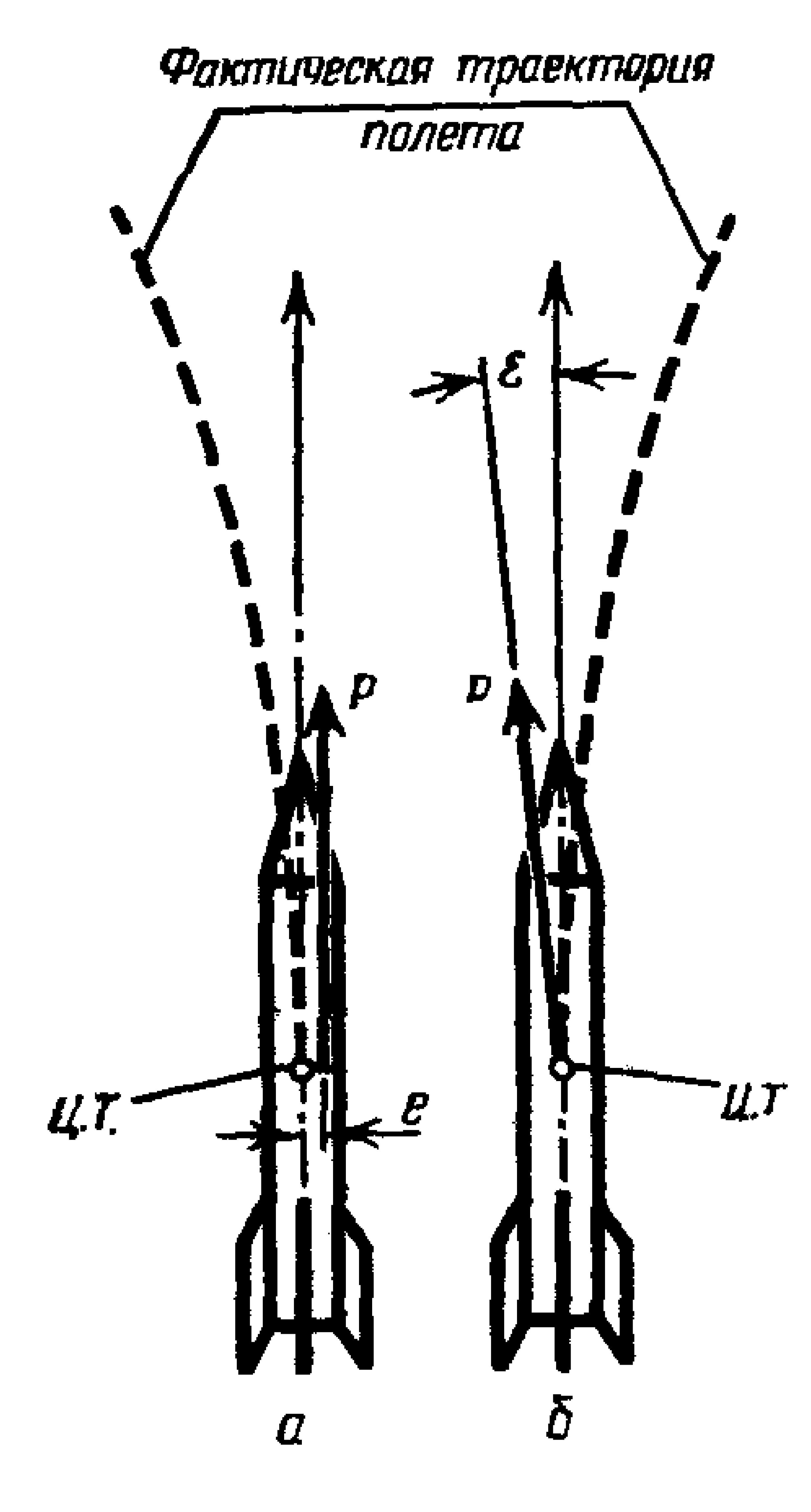


Рис. 20. Влияние неточности установки двигателя модели ракеты относительно ее продольной оси на траекторию движения:

а — двигатель установлен с эксцентриситетом; *б* — линии действия тяги отклонена от продольной оси модели ракеты на угол ε

сил, уводящих модель ракеты от заданной траектории. Поэтому фактическая траектория будет отличаться от расчетной. Если отклонения от заданного движения невелики, то можно считать движение модели ракеты устойчивым.

Заметим, что если корпус модели ракеты представляет собой тело вращения и две пары плоскостей оперения ее расположены во взаимно перпендикулярных плоскостях, то величина подъемной силы практически не зависит от того, в какой плоскости модель ракеты получает угол атаки. На рис. 21 показана схема сил, действующих на модель ракеты в полете, и введены следующие обозначения:

V — скорость полета (направлена по касательной к траектории);

Y — подъемная сила (направлена по перпендикуляру к траектории);

X — сила аэродинамического сопротивления;

R — полная аэродинамическая сила;

G — сила веса;

ϑ — угол тангажа (угол между продольной осью модели ракеты и горизонтальной плоскостью);

Θ — угол наклона траектории (угол между касательной к траектории и плоскостью горизонта);

α — угол атаки (угол между продольной осью модели ракеты и вектором скорости);

P — сила тяги направлена по продольной оси модели ракеты;

$m = \frac{G}{g}$ — масса модели ракеты;

$W_x, W_y = V\omega_\Theta$ — линейные ускорения, получаемые моделью ракеты соответственно вдоль осей x и y;
ω_Θ — угловая скорость изменения угла Θ.

Проектируя силы на оси x и y, получим уравнения движения модели ракеты

$$mW_x = P\cos\alpha - X - G\sin\Theta,$$

$$mV\omega_\Theta = P\sin\alpha + Y - G\cos\Theta. \qquad (1)$$

Аэродинамические силы, действующие на модель ракеты, приводятся не только к полной аэродинамической силе R, но и к моменту, величина которого зависит от выбора точки приведения сил.

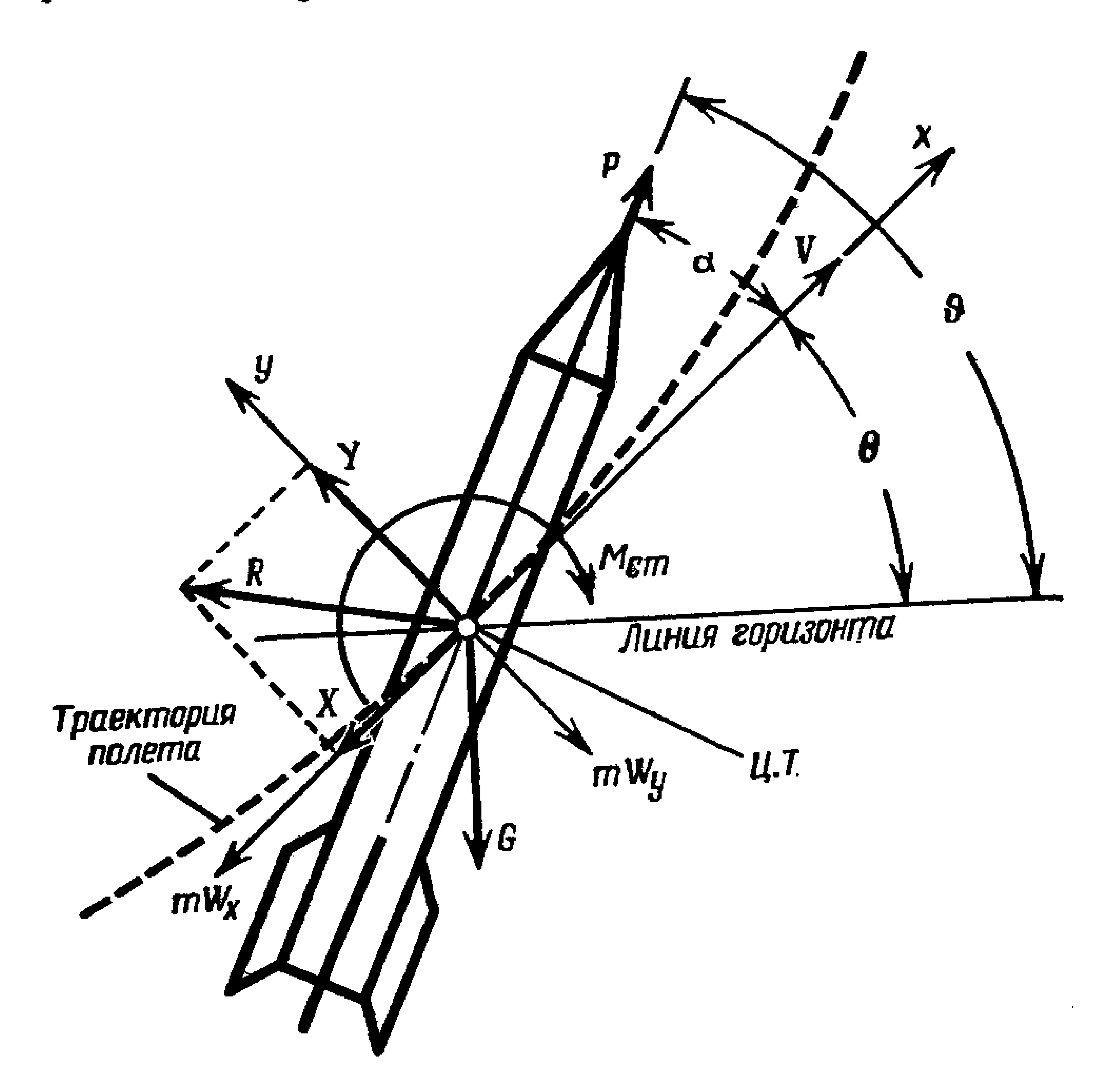


Рис. 21. Схема сил, действующих на модель ракеты в полете

На рис. 21 все силы, действующие на модель ракеты, приведены к ее центру тяжести (ц. т.). В действительности аэродинамические силы приложены не к центру тяжести, а к центру давления (ц. д.). Поэтому если

центр давления и центр тяжести не совпадают, то, приводя аэродинамические силы к ц. т., получим аэродинамический момент $M_{ст}$ (см. рис. 21).

Если модель ракеты совершает строго вертикальный полет, то $\omega_\Theta = \alpha = 0$, $\Theta = 90°$ и $\sin\alpha = 0, \cos\Theta = 0, \cos\alpha = 1$; $\sin\Theta = 1$.

Тогда из уравнений (1) получим

$$P = mW_x + X + G. \qquad (2)$$

Отсюда видим, что сила тяги P затрачивается на преодоление силы веса G, силы аэродинамического сопротивления X и на придание модели ракеты ускорения W_x. При этом следует иметь в виду выгорание топлива и, следовательно, непрерывное уменьшение веса и массы модели ракеты в полете. Преобразуем выражение (2) относительно W_x

$$W_x = \frac{P-(X+G)}{m} \qquad (3)$$

Следовательно, пока двигатель создает необходимую тягу, бо́льшую величины $X+G$, модель ракеты движется вертикально вверх с ускорением W_x.

УСТОЙЧИВОСТЬ ПОЛЕТА МОДЕЛИ РАКЕТЫ

Для выполнения полета по заданной траектории модель ракеты должна быть устойчивой, т. е. обладать способностью возвращаться в положение равновесия, нарушенное какой-либо внешней силой, после того как последняя перестала действовать.

От чего же зависит устойчивость модели ракеты?

Если ц. т. расположен впереди ц. д. (рис. 22), то при появлении угла атаки аэродинамические силы создают момент, который возвращает модель ракеты к нулевому углу атаки. Такая модель ракеты называется устойчивой.

Если ц. т. расположен позади ц. д., то аэродинамические силы создают момент, увеличивающий угол атаки.

При таком расположении ц. т. и ц. д. модель ракеты неустойчива. Все неуправляемые модели ракеты делают

устойчивыми, иначе их полет оказывается невозможным.

Следует иметь в виду, что в полете по мере выгорания топлива и при разделении ступеней положение ц. т. может изменяться. Надо, чтобы в любом случае ц.т. оставался впереди ц. д., поскольку основным фактором, определяющим устойчивость модели ракеты, является взаимное положение ее центров тяжести и давления.

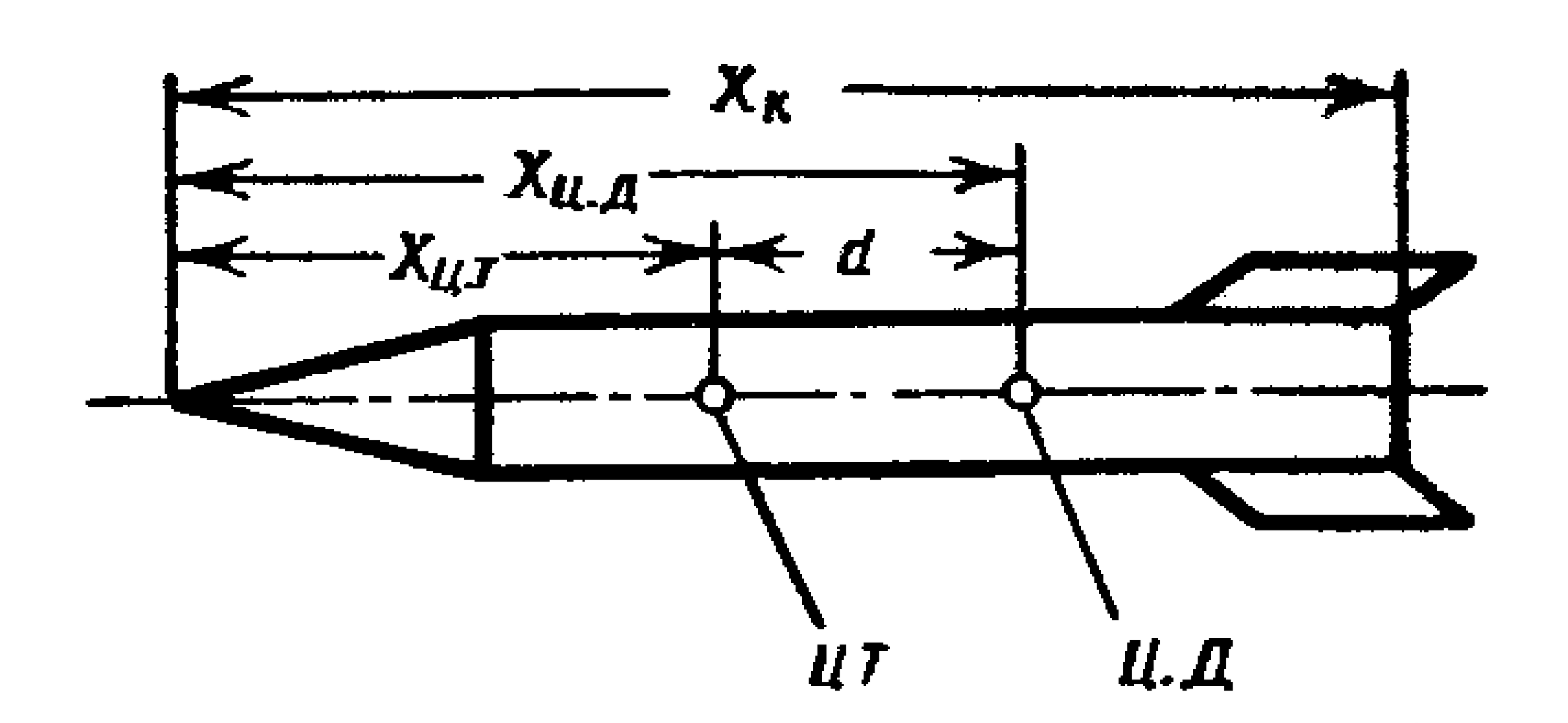
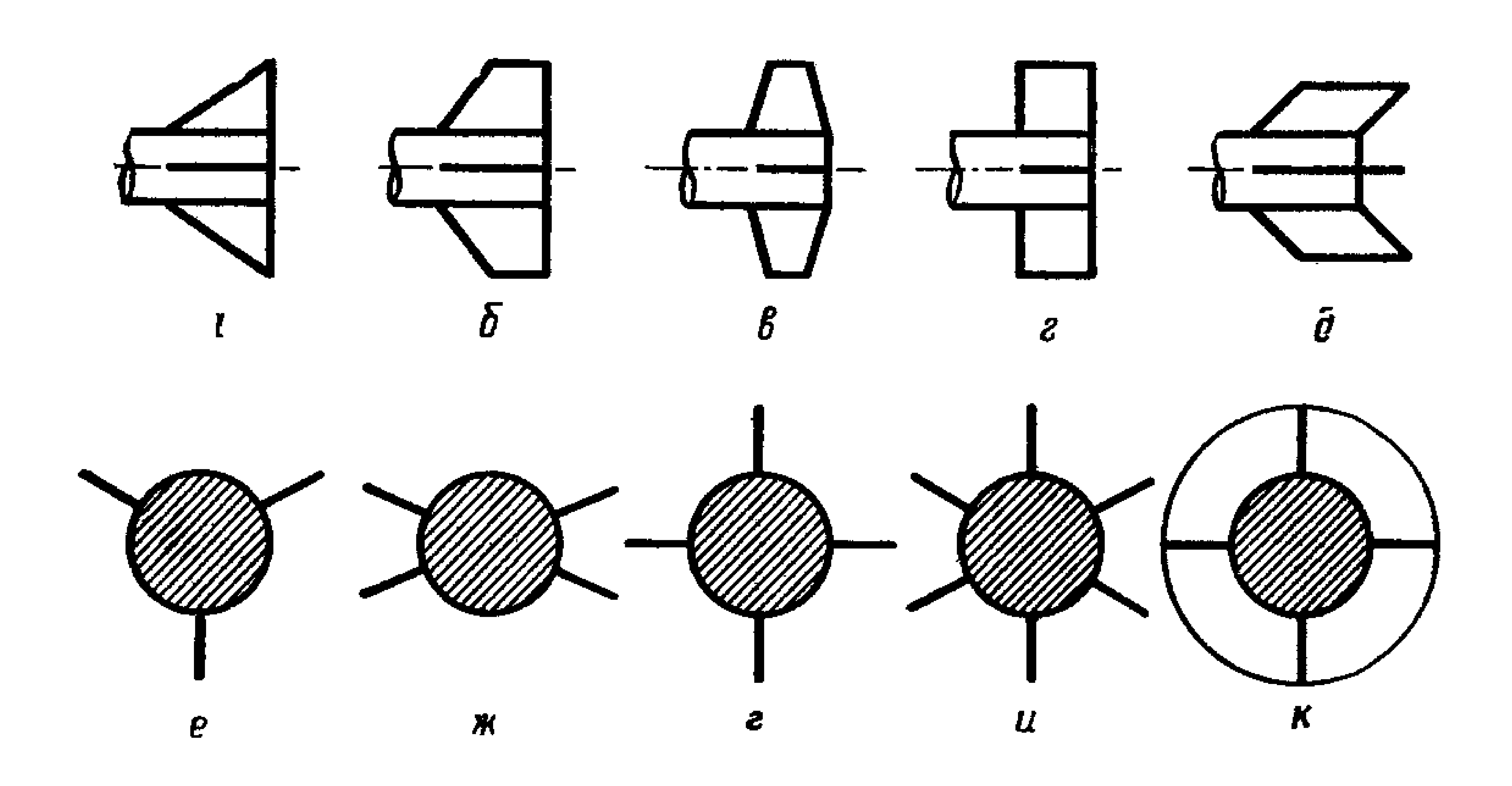


Рис. 22. Конструктивные параметры модели ракеты, определяющие степеиь ее устойчивости

Положение ц. т. не постоянно. Если топливо размещается в хвостовой части модели ракеты, то при его выгорании ц. т. будет перемещаться к носу модели ракеты и ее статическая устойчивость будет увеличиваться.

Для определения крайних положений ц. т. нужно балансировкой найти его у полностью заправленной модели ракеты и модели ракеты после выгорания топлива.

При заданной форме корпуса модели устойчивость можно обеспечить утяжелением носовой части мо-



Рис, 23. Типичные формы стабилизаторов в плане и их расположение:

а — треугольная; *б, в* — трапециевидная; *г* — прямоугольная; *д* — параллелограммная; *е* — У-образное; *ж* — Х-образное; *з* — крестообразное; *и* — три пары стабилизаторов; *к* — кольцевой стабилизатор

дели ракеты и сдвигом ее ц. т. к носу. Того же добиваются, сдвигая ц. д. назад к хвостовой части модели ракеты, изменяя размеры и расположение стабилизаторов. Последний способ широко применяется в ракетной технике.

Типичные формы стабилизаторов и их расположение показаны на рис. 23. Для стабилизаторов можно использовать тонкие симметричные профили. Но у моделей ракет для стабилизаторов целесообразно применять плоскую пластину. Это упрощает их изготовление, а на аэродинамические качества модели практически не влияет.

ФОРМЫ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ

Удобообтекаемые тела на малых скоростях имеют плавно сходящиеся обводы в задней части, недопускающие срыва потока, и округлые очертания в передней части. Остроносые формы выгодны для больших скоростей.

Однако у моделей ракет сила тяги во много раз превышает лобовое сопротивление. Поэтому при оценке аэродинамического сопротивления не нужны большие уточнения. Для расчетов коэффициент лобового сопротивления корпуса $C_x^к$ можно определить из графика, приведенного на рис. 24. При малых углах атаки α коэффициент лобового сопротивления можно считать мало зависящим от угла атаки.

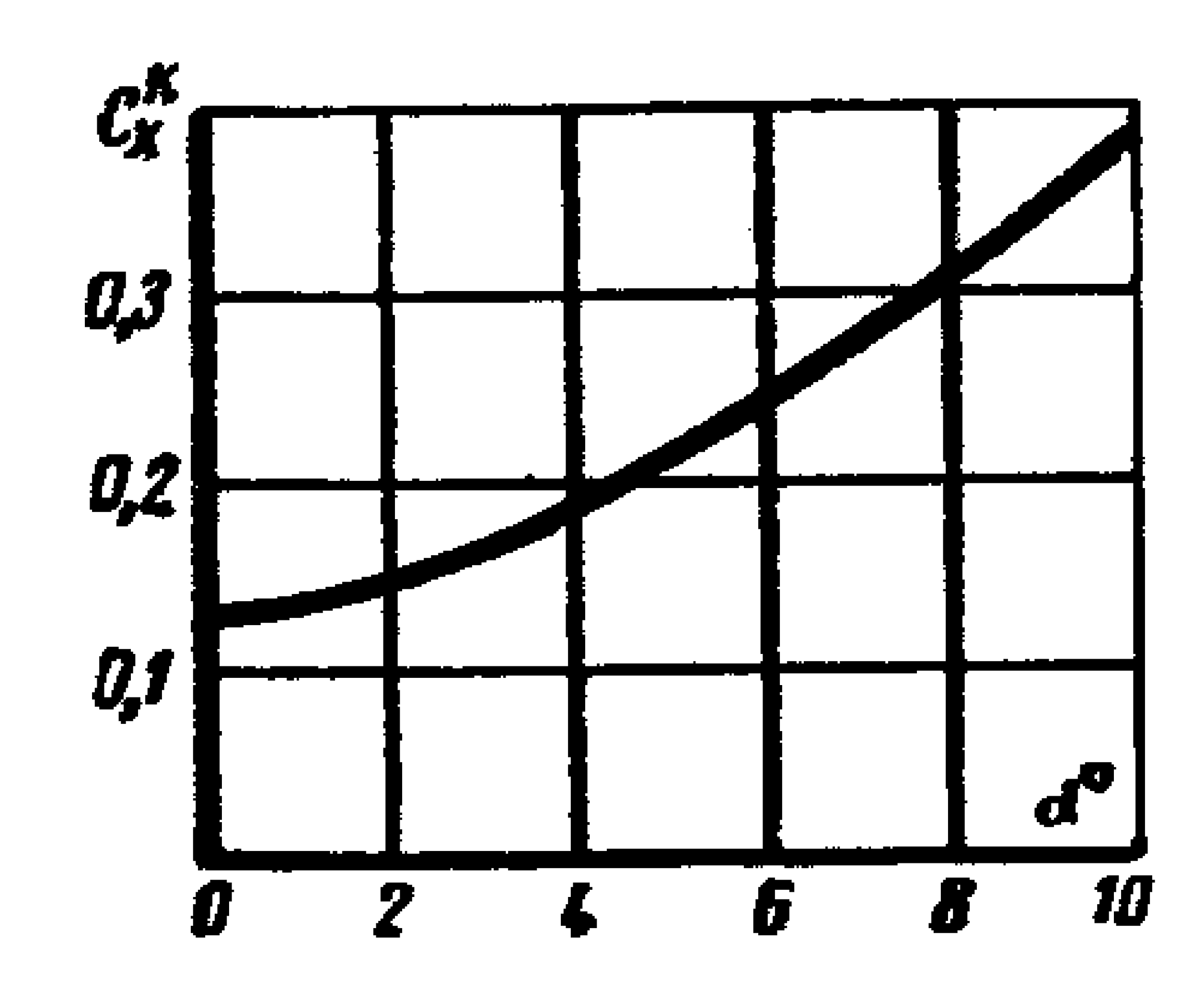


Рис. 24. График изменения коэффициента сопротивления корпуса модели ракеты в зависимости от угла атаки

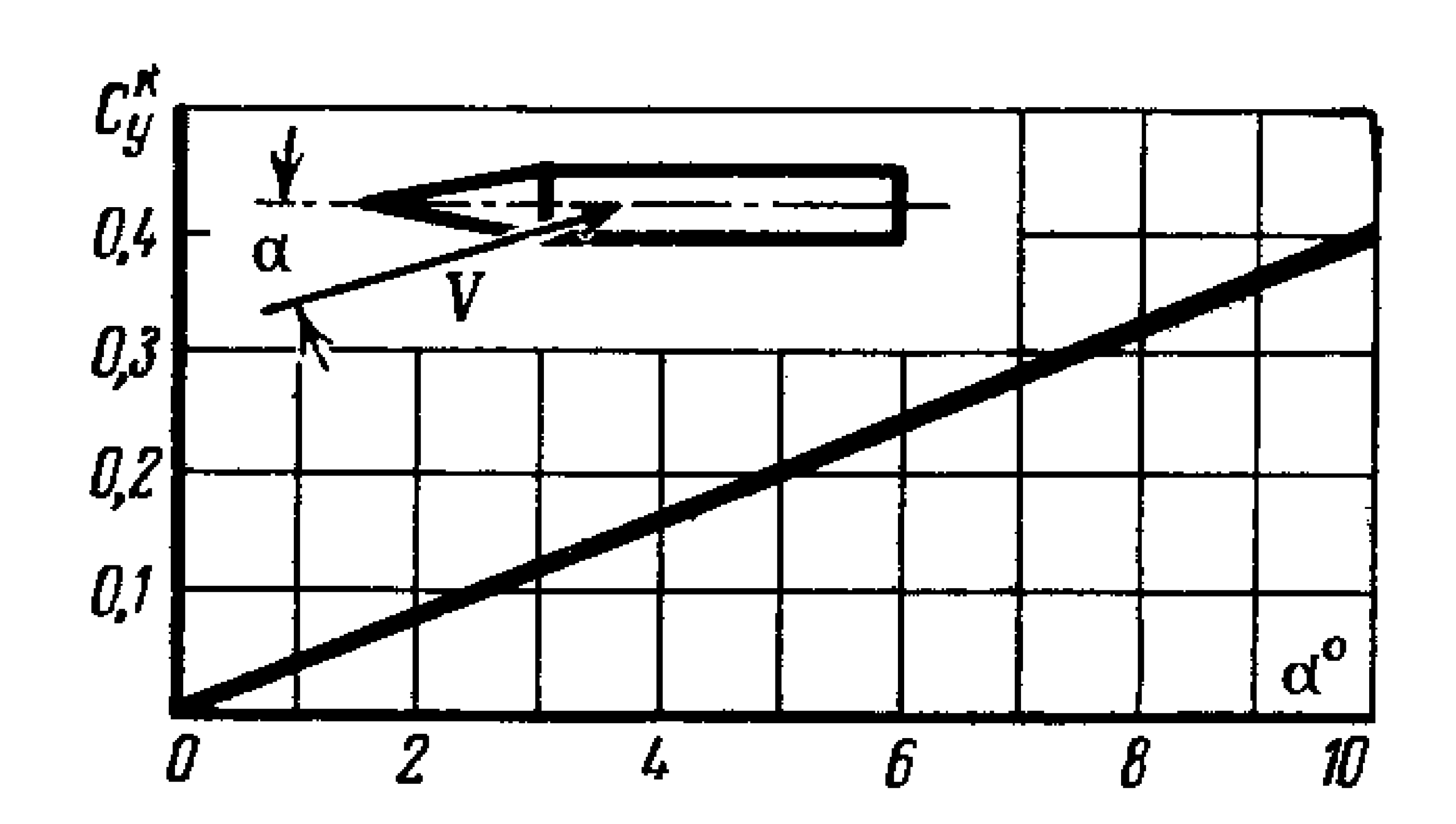


Рис. 25. График изменения коэффициента подъемной силы корпуса модели ракеты в зависимости от угла атаки

Коэффициент подъемной силы корпуса $C_к^y$ пропорционален углу атаки (рис. 25).

Корпус модели ракеты представляет собой тело вращения, форма которого определяет положение центра давления. На рис. 26 показаны различные формы тел вращения, которые можно использовать при выборе обводов корпуса модели ракеты. На этом же рисунке по-

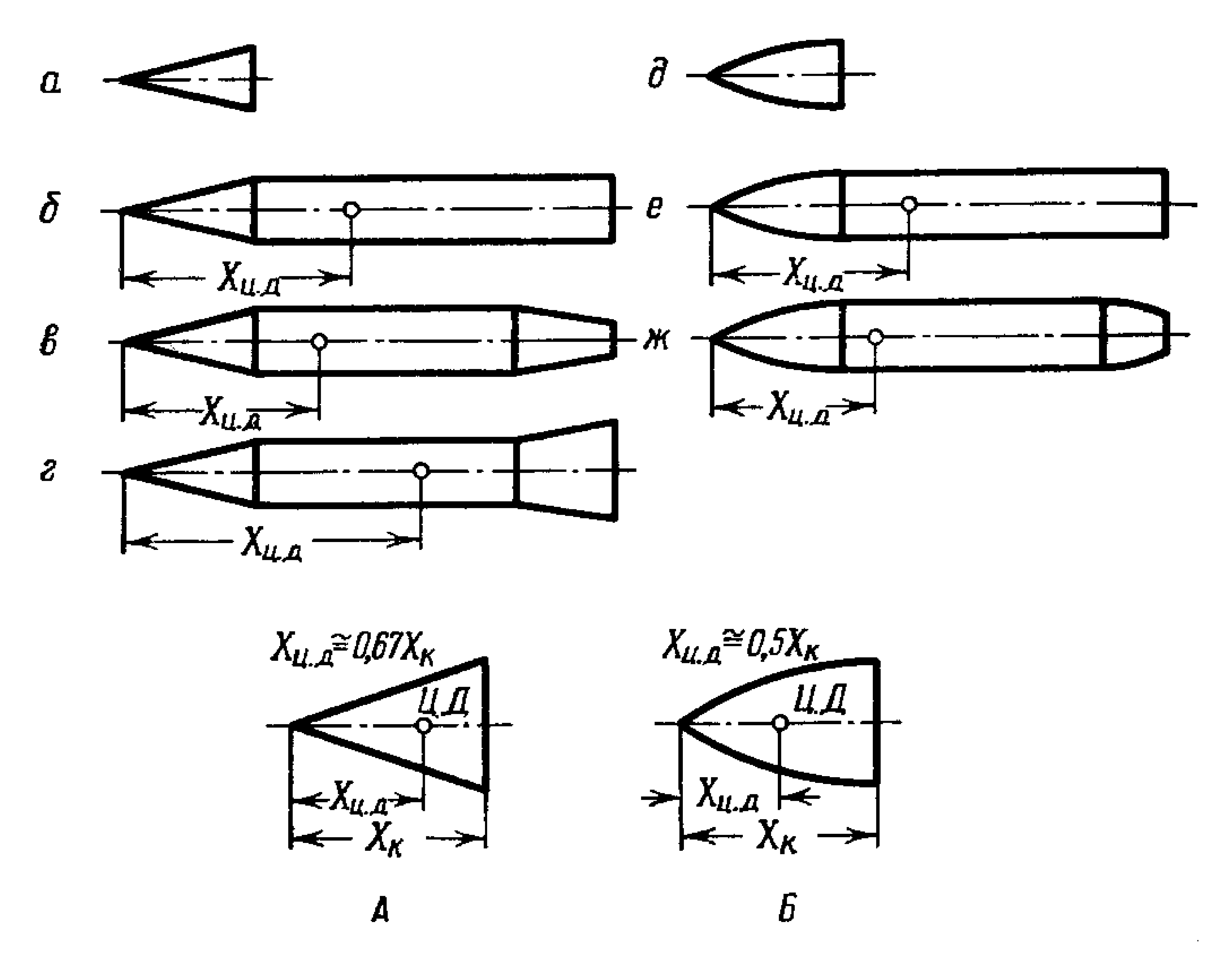


Рис. 26. Различные формы тел вращения, используемые при конструировании моделей ракет. Расположение центра давления у конической *А* и у параболлической *Б* головной части:

а — конус; *б* — цилиндр с конической головной частью; *в*, *г* — цилиндры с носовым конусом и с сужающимся и расширяющимся конусом в хвостовой части соответственно; *д* — параболлическое тело вращения; *е*, *ж* — цилиндры с параболлической головной частью и с сужающейся параболлической хвостовой частью соответственно

казаны относительные положения центра давления разных моделей тел вращения.

По положению ц. д. наилучшей является форма, показанная на рис. 26,*г*. Наличие в хвостовой части расширяющегося конуса благоприятно сказывается на устойчивости модели ракеты.

МНОГОСТУПЕНЧАТЫЕ МОДЕЛИ РАКЕТ

Для получения наибольшей высоты подъема или дальности полета модели ракеты необходимо придать возможно бóльшую скорость. В зависимости от заданного веса груза и заданной скорости выбирается запас топлива. Чем больше груз и заданная скорость, тем бóльший запас топлива должен находиться на борту модели ракеты, а следовательно, тем большим оказывается вес ее конструкции. Это происходит потому, что вместе с увеличением веса топлива возрастает и объем модели ракеты, а это приводит к необходимости усиления конструкции и, следовательно, дополнительного увеличения ее веса.

Здесь и проявляется основной недостаток одноступенчатых моделей ракет, который состоит в том, что скорость у них сообщается не только полезному грузу, но и всей конструкции, и это приводит к непроизводительной затрате энергии. От указанного недостатка частично свободны многоступенчатые (составные) модели ракет. Многоступенчатая модель ракеты состоит из нескольких моделей ракет, называемых «ступенями», которые в собранном виде образуют один летательный аппарат. Каждая ступень модели ракеты имеет свой собственный двигатель (рис. 27).

Наиболее мощным является двигатель *I* ступени, способный поднять и разогнать модель ракеты до некоторой скорости. После того, как будет израсходована основная часть топлива, двигатель *I* ступени вместе с конструкцией, включающей опорожненные емкости, может быть отброшен. Дальше полет модели ракеты продолжается при работающем двигателе *II* ступени, имеющем меньшую тягу, но способном сообщить облегченной модели ракеты дополнительную скорость. Этот процесс повторяется до тех пор, пока не начнет работать последняя ступень, которая представляет собой одноступенчатую модель ракеты, несущую на себе полезный груз.

На рис. 27 показаны наиболее характерные конструктивные схемы многоступенчатых моделей ракет с так называемым поперечным (см. рис. 27,*а*) и продольным (см. рис. 27,*б*) делениями. Если число ступеней больше двух, можно также использовать комбинированную схему с продольно-поперечным делением (см. рис. 27,*в*).

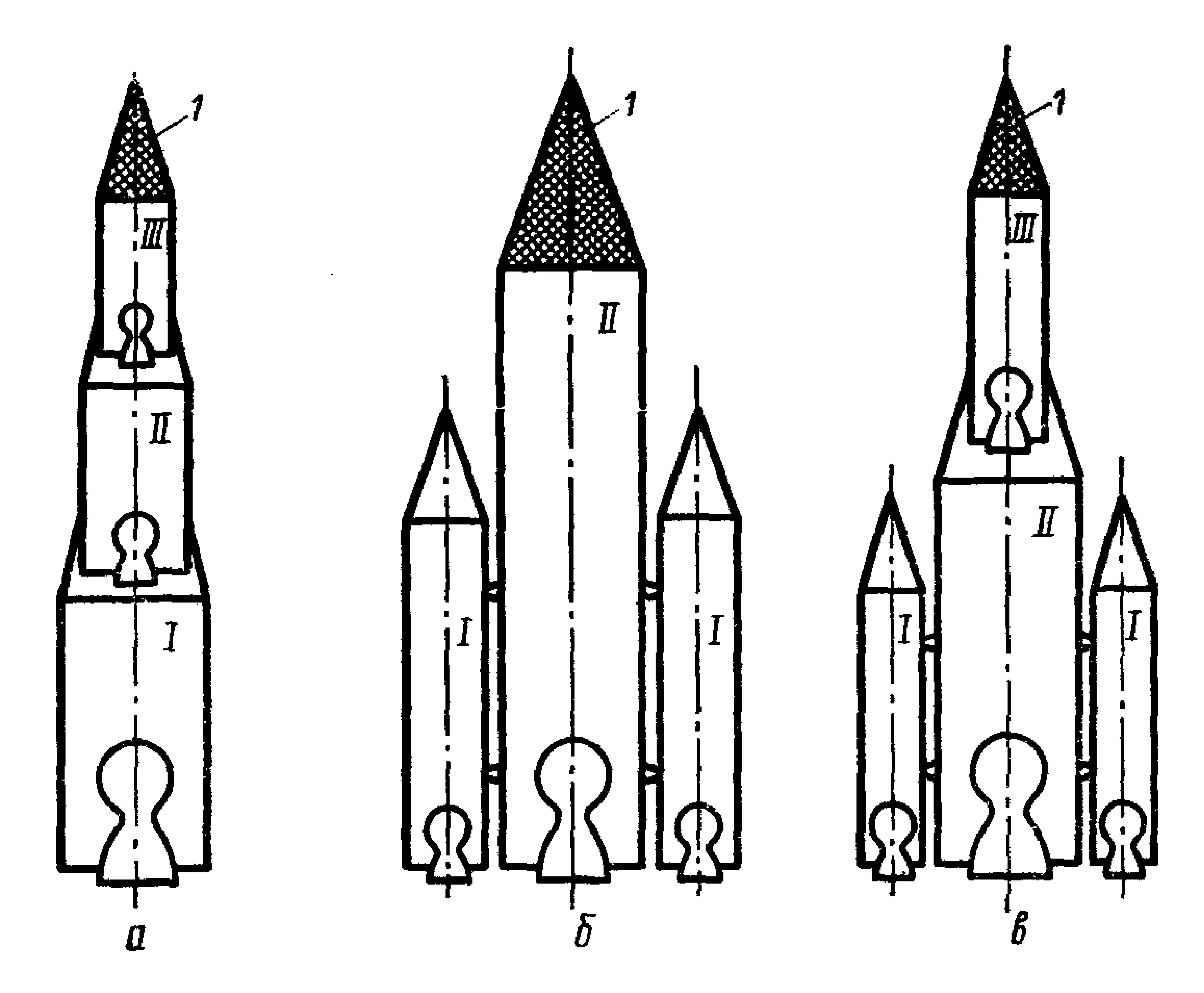


Рис. 27. Схемы многоступенчатых моделей ракет:
а — с поперечным делением *I*, *II* и *III* ступеней; *б* — с продольным делением *I* и *II* ступеней; *в* — комбинированная с продольным делением *I* и *II* ступеней и с поперечным делением *II* и *III* ступеней; *1* — полезный груз

ДВИГАТЕЛИ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ

ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Среди сил, действующих на модель ракеты, особое значение имеет сила тяги. Ее можно определить из эксперимента при помощи простого приспособления. На рис. 28 показан стенд для экспериментального определения характеристик ракетных двигателей, включающий динамометр и записывающее устройство.

Динамометр состоит из стержня *2*, который может перемещаться в направляющих втулках *4*. На верхнем конце стержня находится державка *1*, в которой закрепляется испытуемый двигатель (или модель ракеты). В средней части стержня укрепляется специальная колодка *6*, к которой крепится стрелка динамометра и держатель карандаша *9* записывающего устройства. На ос-

нованиии стенда укреплена шкала динамометра 7 с двумя подвижными индексами 5. Между колодкой 6 и нижней направляющей втулкой 4 на стержень 2 надевается спиральная пружина 8.

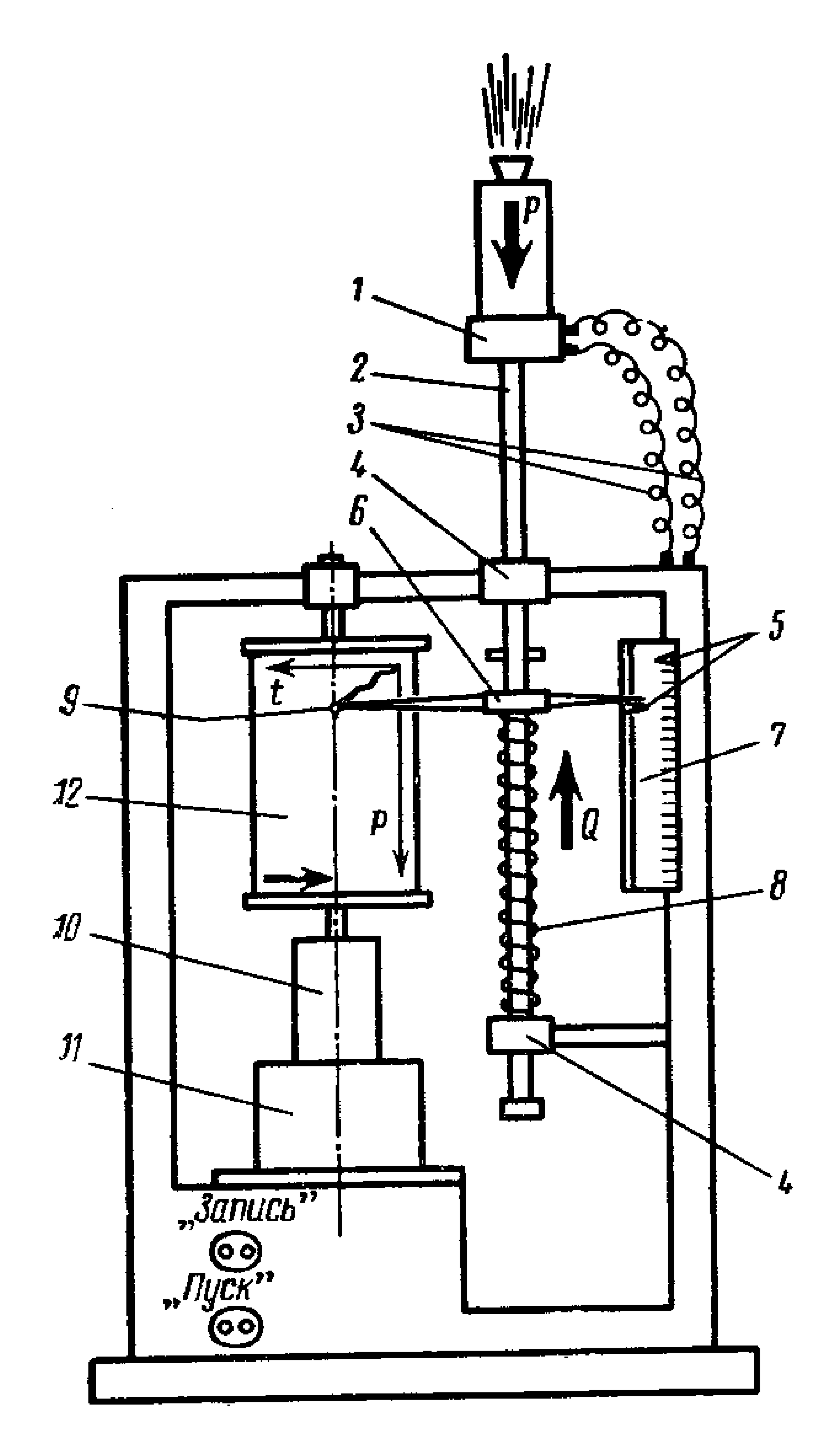


Рис. 28. Стенд для определения характеристик ракетного двигателя:

1 — державка; 2 — стержень; 3 — провода для подвода питания к воспламенителю; 4 — направляющие втулки; 5 — подвижные индексы; 6 — колодка; 7 — шкала динамометра; 8 — пружина; 9 — карандаш; 10 — редуктор; 11 — двигатель записывающего устройства; 12 — барабан

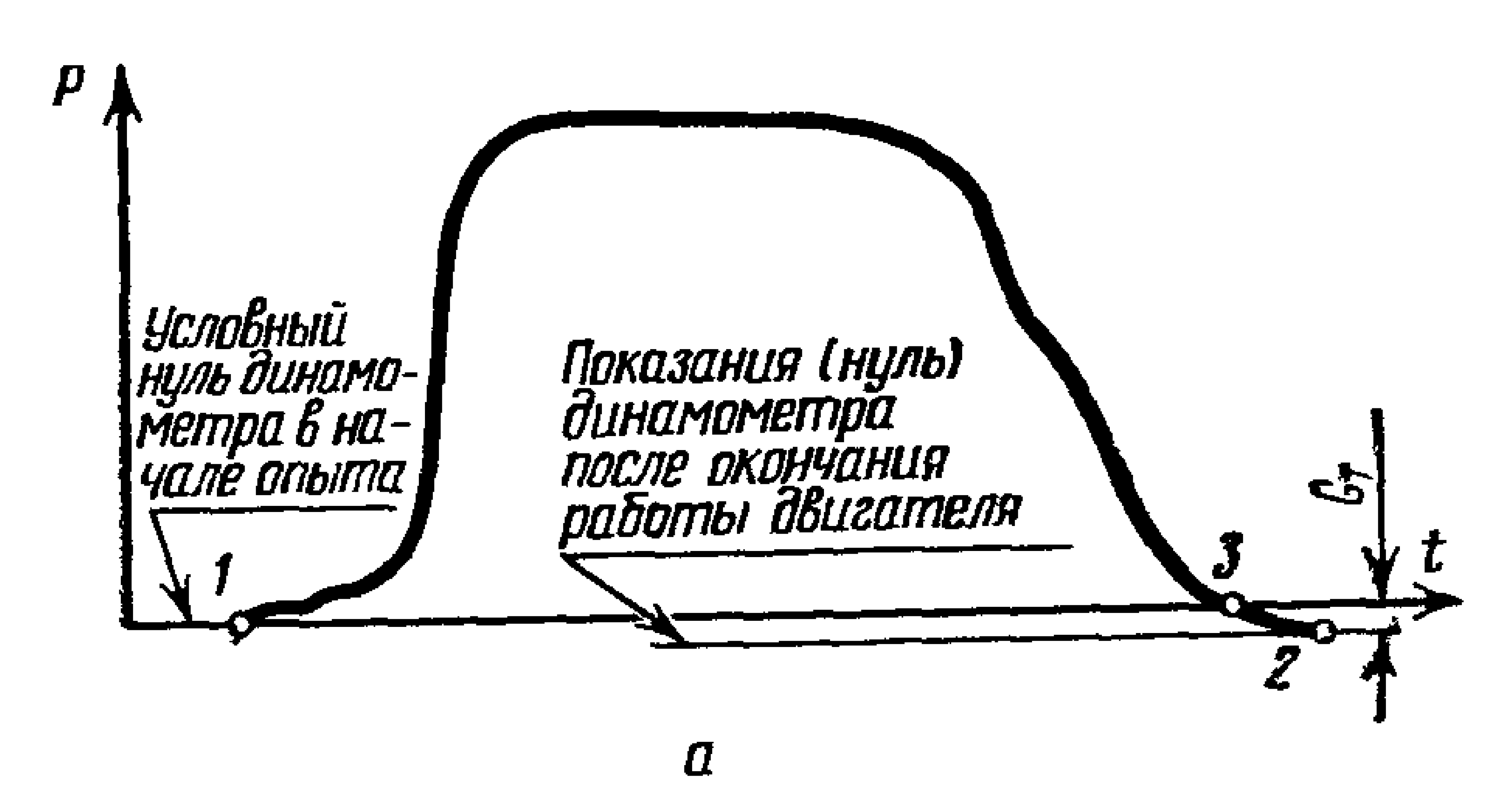
Записывающее устройство состоит из барабана 12, который приводится во вращение двигателем 11 через редуктор 10. Редуктор понижает скорость вращения барабана, например, при диаметре барабана 160—200 *мм* скорость его вращения целесообразно иметь не более 30—80 *об/мин.* В качестве двигателя для привода барабана удобно использовать пружинный механизм от патефона или электрический привод от электропроигрывателя, который обеспечивает стабильную скорость вращения — 33 и 78 об/мин.

На основании стенда имеются две колодки «Запись» и «Пуск» для подключения пульта дистанционного управления, с которого дается команда на вращение барабана «Запись» и на запуск ракетного двигателя «Пуск». Перед экспериментом следует проверять (при помощи разновесок) шкалу динамометра, которая определяет при записи масштаб тяги двигателя. Секундомером проверяется скорость вращения барабана, от которой зависит масштаб времени. Точность определения

масштабов тяги и времени существенно влияет на точность всего эксперимента.

Другая важная характеристика ракетного двигателя — **полный импульс тяги**, так называется произведение тяги двигателя P на время его работы t, т. е.

$$P_{\text{пли}} = P \cdot t,\ кг \cdot сек.$$



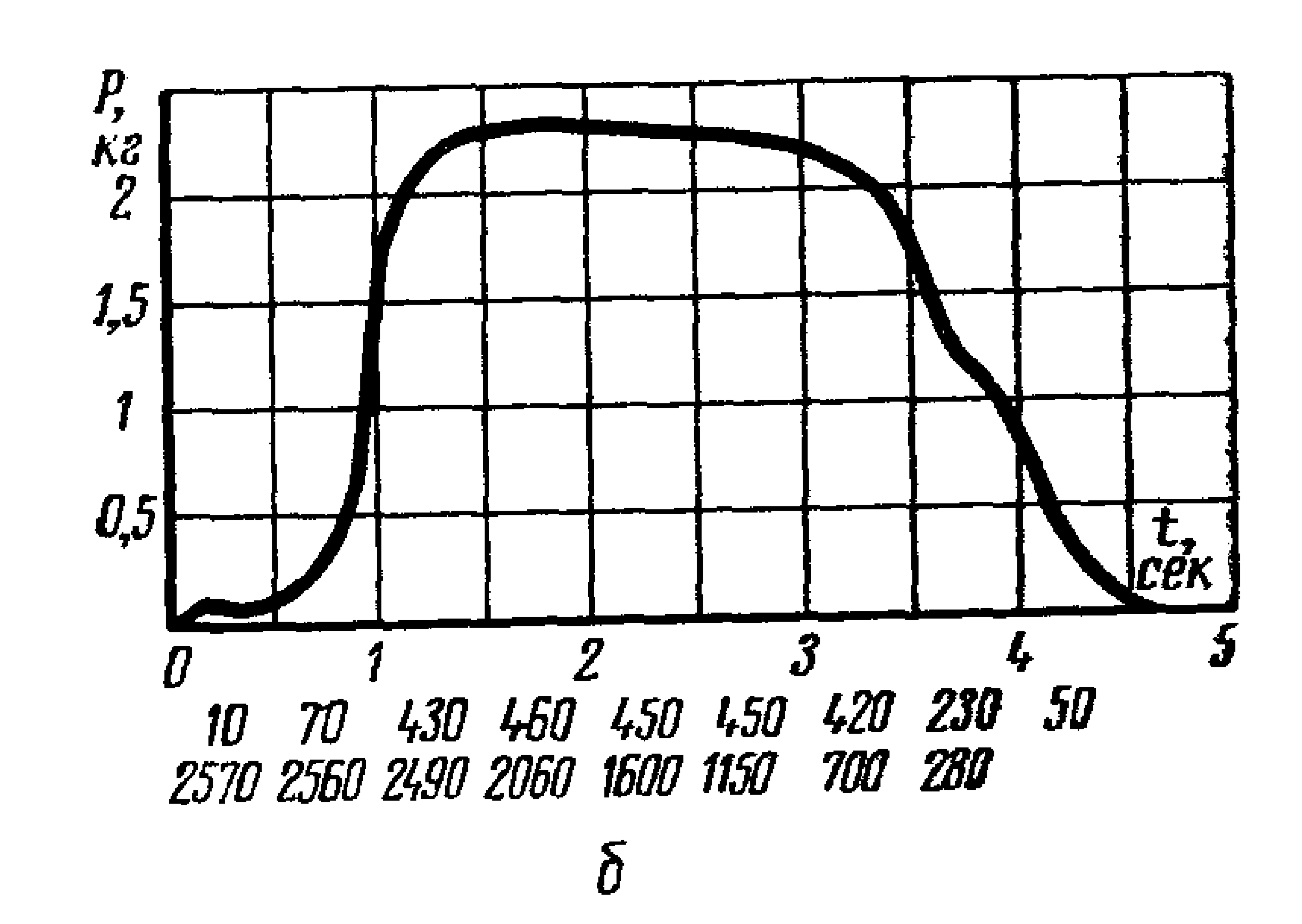


Рис. 29. Графики изменения тяги ракетного двигателя:

а — характер кривой изменения тяги, получаемой при записи на стенде; *б* — график для расчета полного импульса по данным эксперимента

Для измерения полного импульса записывается кривая изменения тяги двигателя по времени (рис. 29). По характерным точкам на графике можно установить моменты начала и конца работы двигателя. В данном слу-

чае моменту начала работы двигателя соответствует точка *1*, которая и принимается в дальнейшем за нуль отсчета времени. Окончанию работы двигателя соответствует точка *2*.

При определении полного импульса с достаточной для практики точностью можно не учитывать вес топлива $G_т$ и за момент окончания работы двигателя на графике может быть принята точка *3*.

Для вычисления полного импульса перестроим график (рис. 29,*а*) в удобном для расчетов масштабе (рис. 29,*б*). Величина полного импульса равна площади, ограниченной кривой $P(t)$ и осью времени, умноженной на коэффициенты масштаба по осям P и t соответственно. В нашем примере площадь под кривой составляет 2570 *мм*^{2}.

Коэффициент масштаба показывает, сколько единиц измеряемой по данной оси величины содержится в одном миллиметре.

В данном случае масштаб по обеим осям равен 0,05. Тогда полный импульс будет

$$P_{плн} = 0{,}05 \cdot 0{,}05 \cdot 2570 = 6{,}42 \ кг \cdot сек.$$

При расчете других характеристик двигателя и летных характеристик модели обычно используется величина средней тяги ракетного двигателя, которая определяется отношением полного импульса к времени работы двигателя

$$P_{ср} = \frac{P_{плн}}{t}, \ кг.$$

Важным показателем эффективности ракетного двигателя является удельная тяга. Под удельной тягой понимается средняя тяга двигателя в *кг*, отнесенная к секундному расходу топлива в *кг/сек*

$$P_{уд} = \frac{P_{ср}}{G_с}, \ \frac{кг \cdot сек}{кг}.$$

Секундный расход определяется как отношение веса выгоревшего топлива к времени работы двигателя

$$G_с = \frac{G_т}{t}, \ \frac{кг}{сек}.$$

Тяга и удельная тяга ракетного двигателя зависят от внешнего атмосферного давления. В пределах от одной атмосферы до полного вакуума они могут измениться. Однако у двигателей моделей ракет вследствие сравнительно малых высот полета эти изменения незначительны. Поэтому при расчетах летных характеристик моделей ракет удельную тягу считают постоянной, соответствующей нормальному атмосферному давлению.

Удельная тяга в основном определяется скоростью истечения газов, которая, в свою очередь, зависит от топлива и конструктивных особенностей двигателя.

Скорость истечения газов из сопла двигателя V_a связана с удельной тягой $P_{уд}$ соотношением

$$V_a = g \cdot P_{уд}, \ м/сек,$$

где g — ускорение свободного падения, равное 9,81 $м/сек^2$.

Удельную тягу, секундный расход топлива, а следовательно, и скорость истечения можно рассчитать по данным, полученным из эксперимента. Действительно, экспериментально можно определить:

— полный импульс двигателя, $P_{плн}$, *кг ·сек;*

— время работы двигателя, t, *сек*;

— вес выгоревшего топлива, $G_т$, *кг.*

По величинам $P_{плн}$, t и $G_т$ при помощи формул, приведенных выше, определяют характеристики двигателя.

ФОРМЫ СОПЕЛ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Форма сопла ракетного двигателя оказывает заметное влияние на его характеристики. Входная часть сопла вплоть до критического (наименьшего) сечения для уменьшения потерь должна быть сделана возможно более короткой и вместе с тем плавной (рис. 30,*а*). В закритической части сопло целесообразно сделать также более коротким и увеличить угол его расширения. Ближе к выходу из сопла угол расширения необходимо уменьшить, так как здесь догорание топлива менее интенсивно и условия расширения потока затруднены. На выходе из сопла угол расширения желательно еще уменьшить, чтобы снизить радиальную составляющую

скорости потока V_r, которая не дает тяги. Для снижения потерь тяги следует, чтобы весь поток газов имел направление истечения, совпадающее с осью модели ракеты.

По технологическим соображениям для моделей ракет удобнее делать расширяющуюся часть сопла в виде конуса. Однако более выгодным является сопло, форма которого показана на рис. 30,*б*. Переход от большого

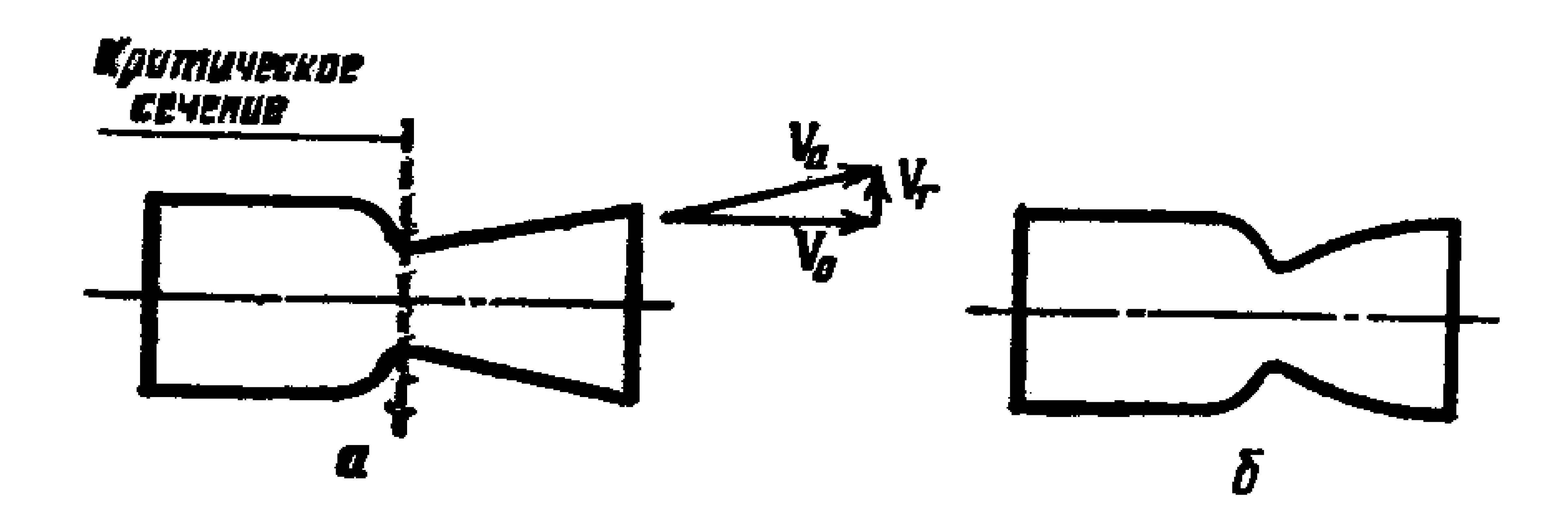


Рис. 30. Форма сопла ракетных двигателей:
а — с потерей тяги на создание радиальных течений газа; *б* — с малыми потерями

угла расширения у критического сечения к малому углу на срезе здесь можно выполнять по дуге окружности. При этом длина сопла и потери на радиальное течение сокращаются до минимума.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЕЙ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ

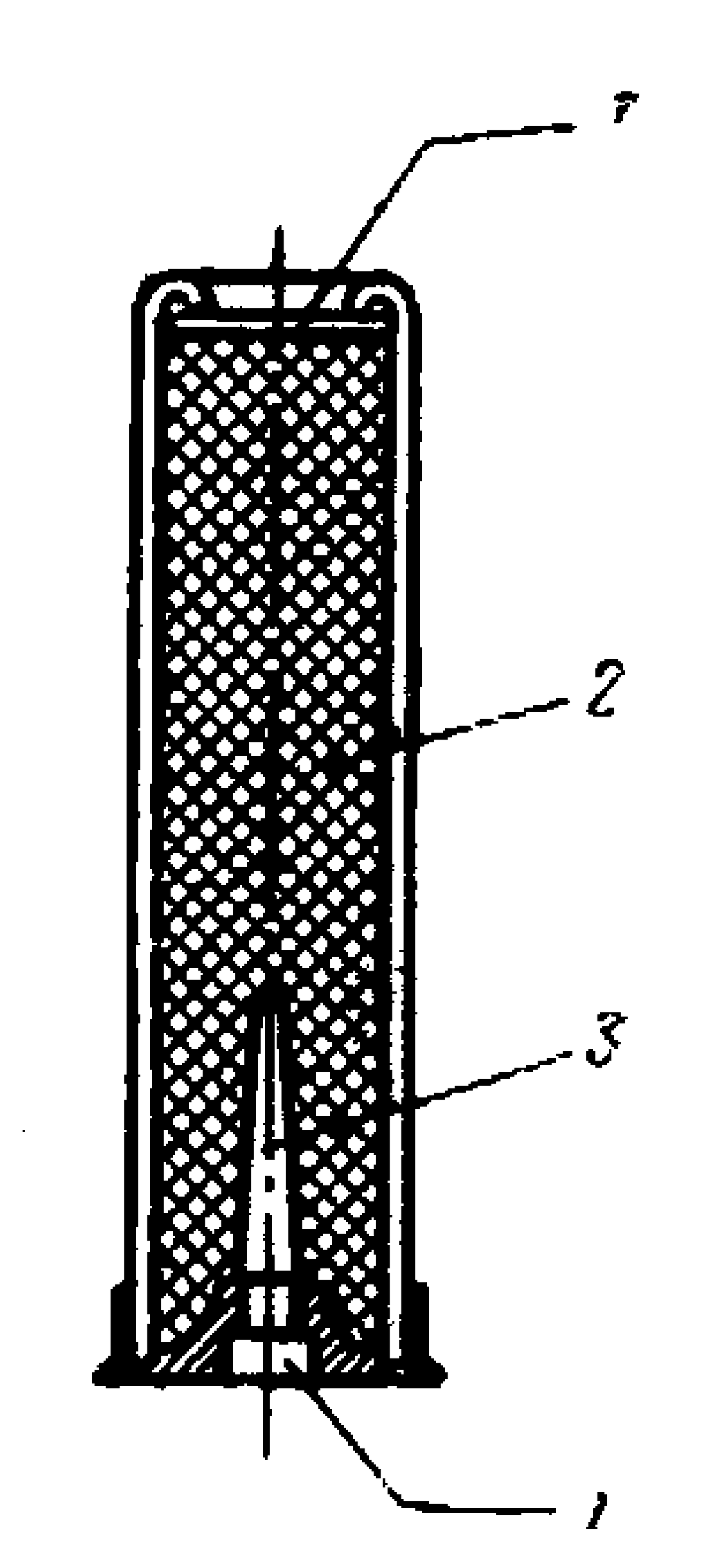
Ракетомоделистами широко используются ракетные двигатели, снаряженные в картонные гильзы охотничьих патронов калибра 12 или в гильзы сигнальных ракет.

Соплом такого ракетного двигателя служит отверстие в донышке гильзы, предназначенное для установки капсюля. Такое сопло имеет цилиндрическую ступенчатую форму (рис. 31), которая неблагоприятно влияет на процесс истечения газов, несколько снижая характеристики двигателя.

В качестве топлива для двигателей моделей ракет широкое распространение получила смесь из селитры, угля и серы (СУС) следующего состава:

Селитра	62%
Уголь активированный . . .	28%
Сера	10%

Рис. 31. Ракетный двигатель, снаряженный в картонную гильзу ГК-12 или ГСР:
1 — заглушка; 2 — топливо; 3 — начальная поверхность горения; 4 — сопло



Топливо такого состава безопасно в обращении и позволяет получить двигатели с хорошими характеристиками.

В таблице приведены осредненные характеристики нескольких ракетных двигателей, снаряженных в картонные гильзы калибра 12 и сигнальной ракеты. В качестве

Таблица

Характеристики ракетных двигателей для моделей

Наименование характеристик \ Корпус двигателя	Гильза калибра 12 (ГК-12)	Гильза сигнальной ракеты (ГСР)
Полный вес снаряженного двигателя $G_д$, *кг*	0,028	0,055
Вес топлива $G_т$, *кг*	0,019	0,038
Полный импульс двигателя $P_{плн}$, *кг. сек.*	0,56	1,43
Средняя тяга, развиваемая двигателем $P_{ср}$, *кг*	0,70	1,46
Максимальная тяга двигателя $P_{макс}$, *кг*	1,20	2,30
Секундный расход топлива $G_с$, *кг/сек.*	0,023	0,039
Удельная тяга $P_{уд}$, $\frac{кг. сек.}{кг}$	30	37,5
Скорость истечения газов из сопла двигателя V_a, *м/сек*	290	368

топлива использовалась смесь типа СУС описанного выше состава.

Из таблицы видно, что по величине полного импульса в соответствии с классификацией (см. приложение) двигатель, снаряженный в корпусе ГК-12, можно отнести ко второму классу, а двигатель, снаряженный в корпусе ГСР, — к третьему классу.

Сравнив значения P_{max} и $P_{ср}$, можно увидеть, что максимальная тяга почти в два раза превышает среднюю. На рис. 32 и 33 приведены графики изменения тяги ракетных двигателей с топливом СУС. Из графиков видно, что характер нарастания тяги у разных двигателей примерно одинаков: сначала происходит плавное нарастание тяги с некоторым замедлением при подходе ее к максимальному значению, а затем тяга резко падает до нуля.

Такой характер изменения тяги объясняется тем, что по мере выгорания топлива происходит увеличение площади поверхности горения. Наибольшая площадь поверхности горения топлива получается в момент, когда начинают выгорать последние его слои, прилегающие непосредственно к стенкам корпуса двигателя.

На рис. 32 показаны кривые изменения тяги, полученные для двух одинаковых двигателей. Они достаточно хорошо совпадают.

Иногда нарастание тяги двигателя происходит не плавно (рис. 33, пунктирная кривая). Это явление объясняется неодинаковой плотностью заряда (топлива) и указывает на необходимость тщательного его приготовления и набивки в корпус двигателя.

ВЫБОР И РАСЧЕТ КОНСТРУКТИВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ РАКЕТЫ

Для получения от модели ракеты желаемых показателей недостаточно выбирать ее параметры, руководствуясь только качественной картиной влияния того или

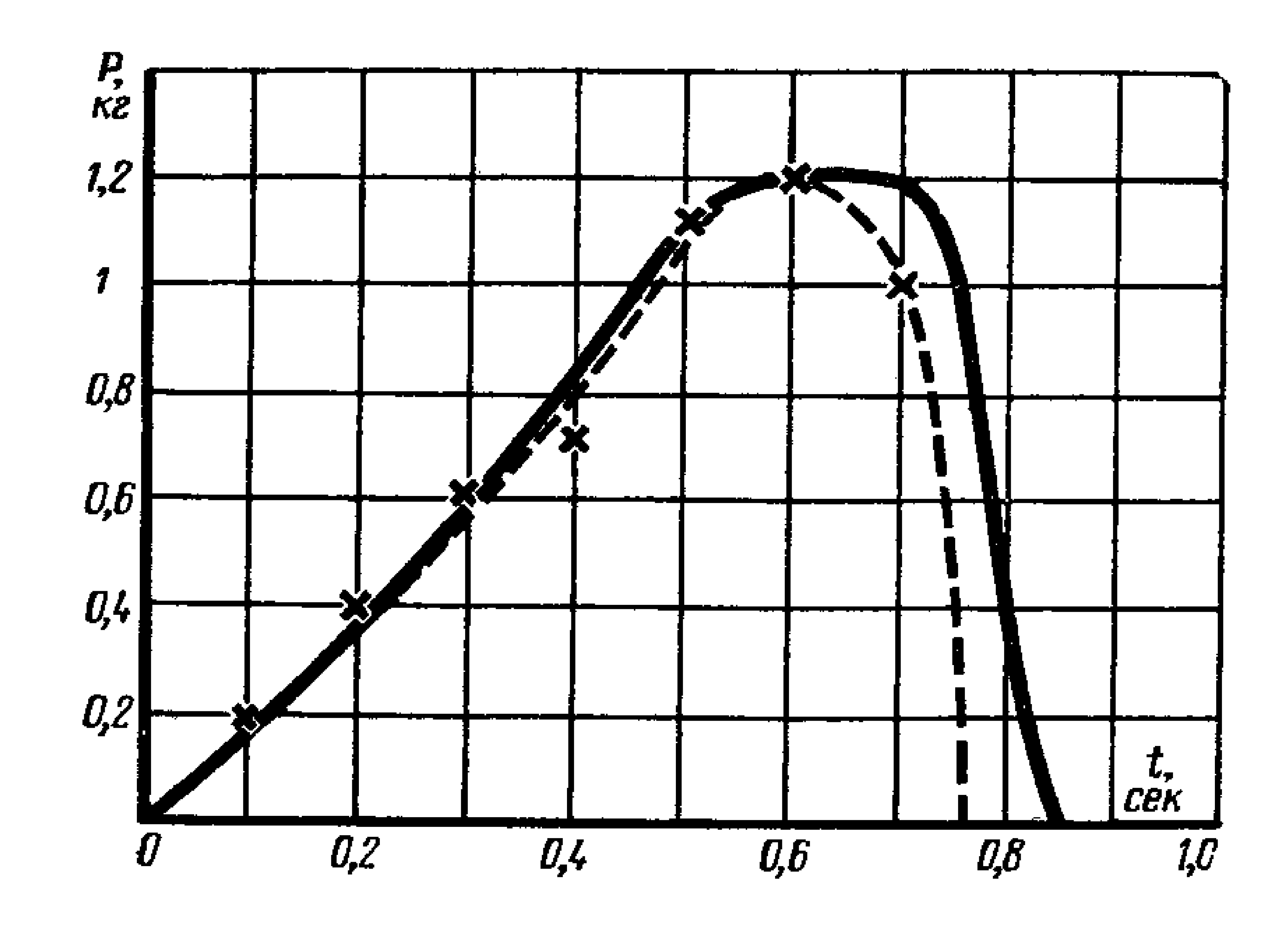


Рис. 32. График изменения тяги ракетного двигателя с топливом СУС в корпусе ГК-12

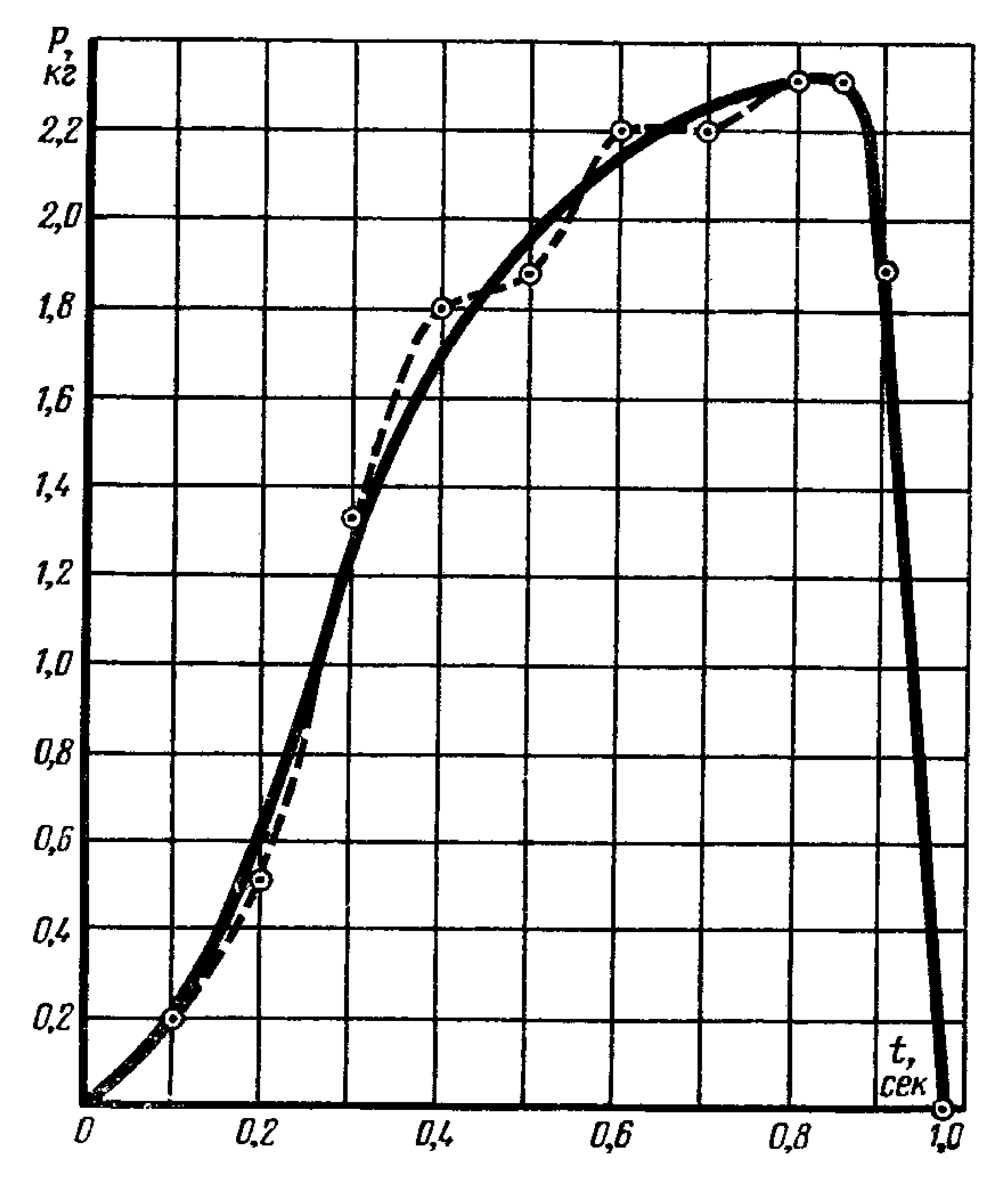


Рис 33. График изменения тяги ракетного двигателя с топливом СУС в корпусе ГСР

иного параметра на ее летные свойства. Конструктор должен уметь выбирать наиболее рациональную комбинацию основных характеристик и определять их величины.

ХАРАКТЕРИСТИКИ СОВЕРШЕНСТВА МОДЕЛИ

Основной характеристикой, показывающей степень совершенства конструкции модели, является относительный вес топлива $\overline{G}_т$, который определяется соотношением

$$\overline{G}_т = \frac{G_т}{G_0},$$

где $G_т$ — начальный вес топлива;
G_0 — стартовый вес модели.

Чем ближе величина $\overline{G}_т$ к единице, тем выше совершенство модели. У моделей ракет относительный вес топлива обычно равен 0,25—0,35.

Другой важной характеристикой модели является тяговооруженность $\overline{P}$, определяющая, во сколько раз тяга двигателя модели ракеты P больше ее начального веса G_0

$$\overline{P} = \frac{P}{G_0}.$$

У моделей ракет тяга на протяжении полета меняется в очень широких пределах. Поэтому в расчетах удобнее пользоваться средней величиной тяговооруженности $\overline{P}_{ср}$

$$\overline{P}_{ср} = \frac{P_{ср}}{G_0}.$$

У моделей ракет величина $\overline{P}_{ср}$ обычно колеблется от 7 до 10.

Относительный расход топлива $\overline{G}_т$ и тяговооруженность $\overline{P}$, характеризующие конструктивное совершенство модели, существенно влияют на ее летные качества — высоту и скорость полета. Поэтому вес конструкции модели ракеты всегда должен быть по возможности наименьшим.

РАСЧЕТ ЦЕНТРА ДАВЛЕНИЯ НЕОПЕРЕННОЙ МОДЕЛИ РАКЕТЫ

Если положение центра тяжести можно определить достаточно просто балансировкой модели, то положение центра давления можно определить лишь экспериментально — при помощи продувок в аэродинамической трубе или подсчитать по приближенным формулам с достаточной для практики точностью.

Рассмотрим такие приближенные соотношения, позволяющие достаточно просто определить положение ц. д. неоперенного корпуса модели ракеты. Для дальнейших рассуждений введем некоторые понятия и обозначения.

За начало отсчета всех величин на модели ракеты примем носик головной части. Будем считать, что ц. д. расположен на продольной оси модели ракеты.

Отношение расстояния от носика модели ракеты до ц. д. $X_{ц.д.}$ к длине модели ракеты $X_к$ назовем коэффициентом центра давления

$$C_{ц.д.} = \frac{X_{ц.д.}}{X_к}.$$

Зная величину $C_{ц.д.}$ и длину модели ракеты, можно определить положение ц. д. на продольной оси модели ракеты

$$X_{ц.д.} = C_{ц.д.} \cdot X_к.$$

Если корпус модели ракеты состоит из конуса и цилиндра (рис. 34), величину его коэффициента центра давления $C^к_{ц.д.}$ приближенно можно определить по эмпирической формуле

$$C^к_{ц.д.} = \frac{0{,}014 \cdot \lambda_к \alpha}{3 + 0{,}027 \cdot \alpha \lambda_ц},$$

где $\lambda_ц = \dfrac{X_к - X_{кн}}{d_{мид}}$ — удлинение цилиндрической части корпуса;

$\lambda_к = \dfrac{X_к}{d_{мид}}$ — полное удлинение корпуса;

α — угол атаки, градусы.

Для моделей ракет максимальный угол атаки обычно не превышает 2—5°. Определив величину коэффициента $C^к_{ц.д.}$, найдем положение ц. д. на продольной оси модели ракеты

$$X_{ц.д.}^{к} = C_{ц.д.}^{к} \cdot X_{к}.$$

Заметим, что $C_{ц.д.}^{к}$ возрастает с увеличением угла атаки, но не превышает величину 0,5, соответствующую положению ц. д. гладкого цилиндра.

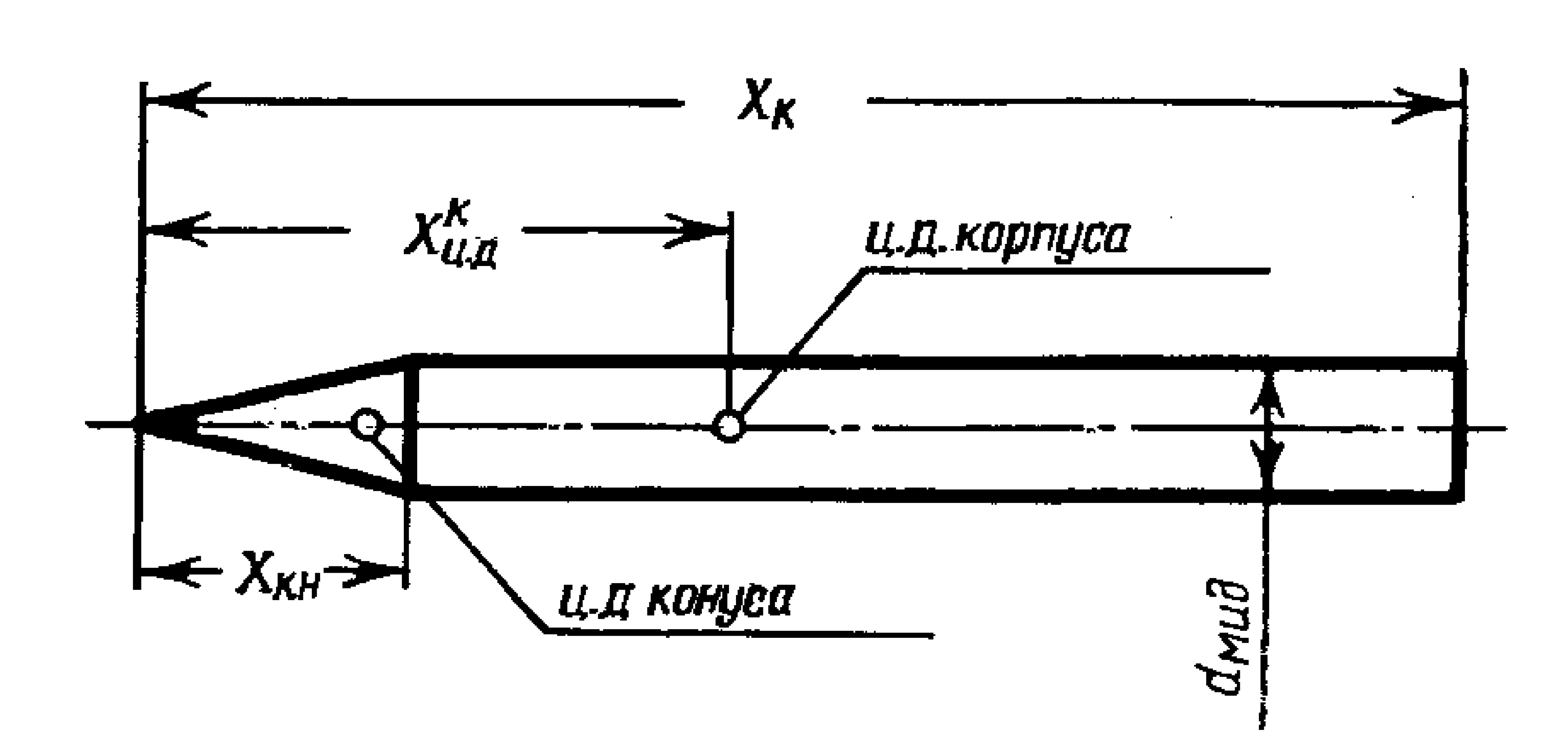


Рис. 34. Система отсчета величин, характеризующих форму корпуса модели ракеты

На рис. 35 показан график изменения коэффициента центра давления неоперенного корпуса модели ракеты для разных углов атаки и удлинений конуса головной части $\lambda_{кн}$ в зависимости от удлинения цилиндрической части корпуса модели ракеты $\lambda_{ц}$. Из графика видно, что длина конуса головной части очень мало сказывается на величине $C_{ц.д.}^{к}$, а основное влияние оказывают длина цилиндрической части корпуса модели ракеты и величина угла атаки.

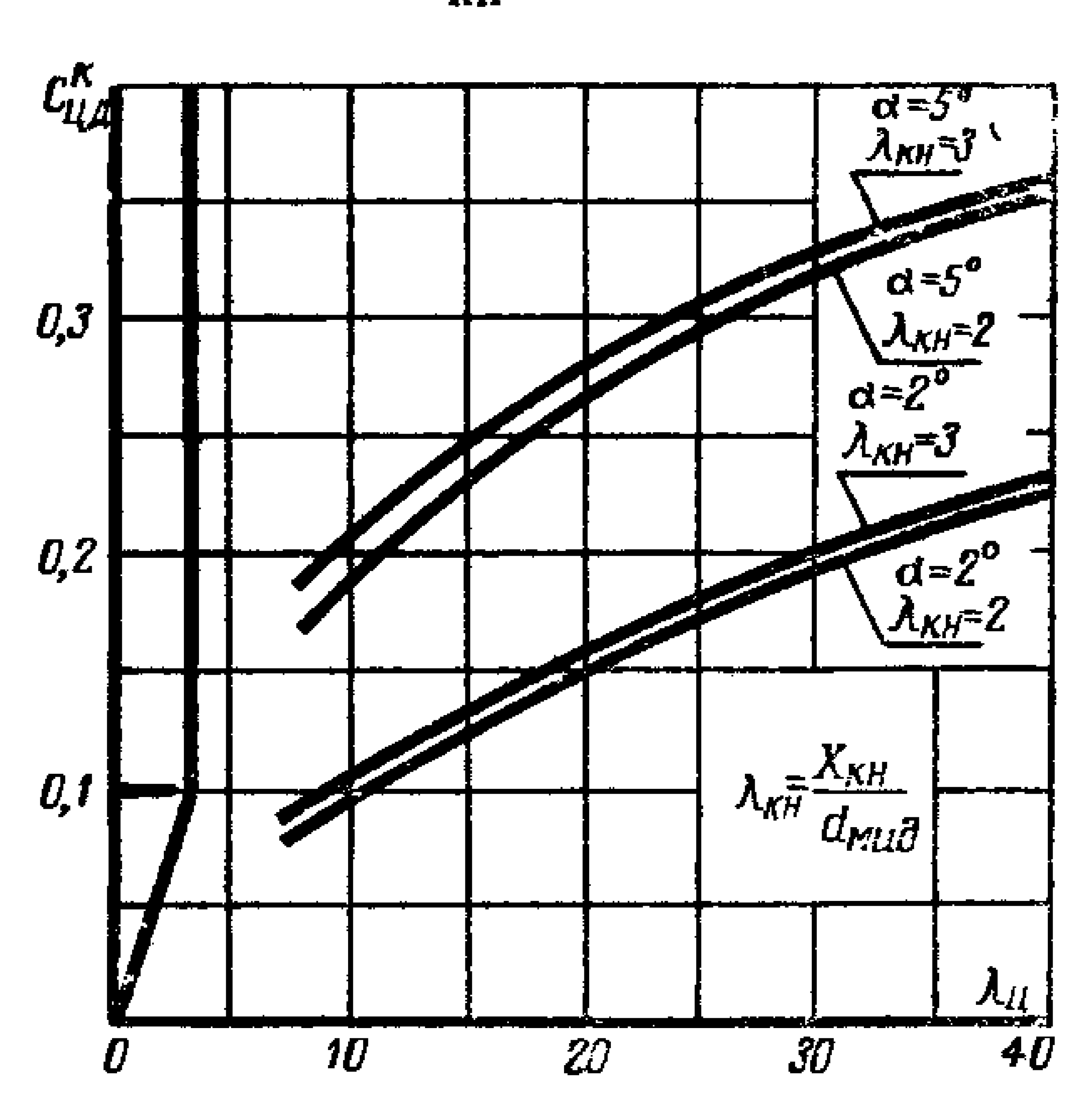


Рис. 35. График изменения коэффициента центра давления неоперенного корпуса модели ракеты в зависимости от удлинения ее цилиндрической части

Если цилиндрический корпус модели ракеты с головным конусом заканчивается кормовым сужением (см. рис. 26, вариант *в*), то это необходимо учесть при определении коэф-

фициента $C^{к}_{ц.д.}$. В этом случае его можно рассчитать по приведенной формуле без учета сужения кормовой части, а затем полученный результат нужно уменьшить на 15—20%.

Рассмотрим конкретный пример определения положения ц. д. неоперенной модели ракеты, у которой:

— удлинение цилиндрической части корпуса $\lambda_{ц}=18$;

— полное удлинение $\lambda_{к}=20$;

— диаметр миделя модели $d_{мид}=2,5$ *см.*

Принимая угол атаки $\alpha=3°$, найдем:

$$C^{к}_{ц.д.}=\frac{0,014\cdot\lambda_{к}\cdot\alpha}{3+0,027\cdot\alpha\lambda_{ц}}=\frac{0,014\cdot20\cdot3}{3+0,027\cdot3\cdot18}=0,19.$$

Тогда расстояние от ц. д. до вершины головного конуса

$$X^{к}_{ц.д.}=C_{ц.д.}\lambda_{к}\cdot d_{мид}=0,19\cdot20\cdot2,5=9,5\ см.$$

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЛОЩАДИ СТАБИЛИЗАТОРОВ МОДЕЛИ

Для этого расчета должно быть известно взаимное положение ц. т. и ц. д. корпуса модели ракеты.

Если ц. д. корпуса лежит позади ц. т. модели ракеты ($X^{к}_{ц.д.}>X_{ц.т.}$) и расстояние между ними достаточно для обеспечения устойчивого полета, то модель ракеты может быть без стабилизаторов. В противном случае для смещения ц. д. назад модель ракеты снабжают стабилизаторами.

Надлежащим подбором площади стабилизаторов (оперения) можно ц. д. оперенной модели ракеты расположить позади ц. т. на нужном расстоянии и этим обеспечить необходимый запас устойчивости, который определяется расстоянием между ц. д. и ц. т., выраженным в процентах от длины корпуса модели ракеты $X_{к}$, т. е.

$$C=(C_{ц.д.}-\overline{X}_{ц.т.})\cdot100\%,$$

где $C_{ц.д.}$ и $\overline{X}_{ц.т.}$ — соответственно коэффициент центра давления и безразмерная координата центра тяжести всей оперенной модели, определяемая отношением рас-

стояния от носа модели ракеты до центра тяжести к длине корпуса.

Если по этой формуле запас устойчивости получается со знаком минус, то модель ракеты неустойчива, если со знаком плюс — модель ракеты устойчива.

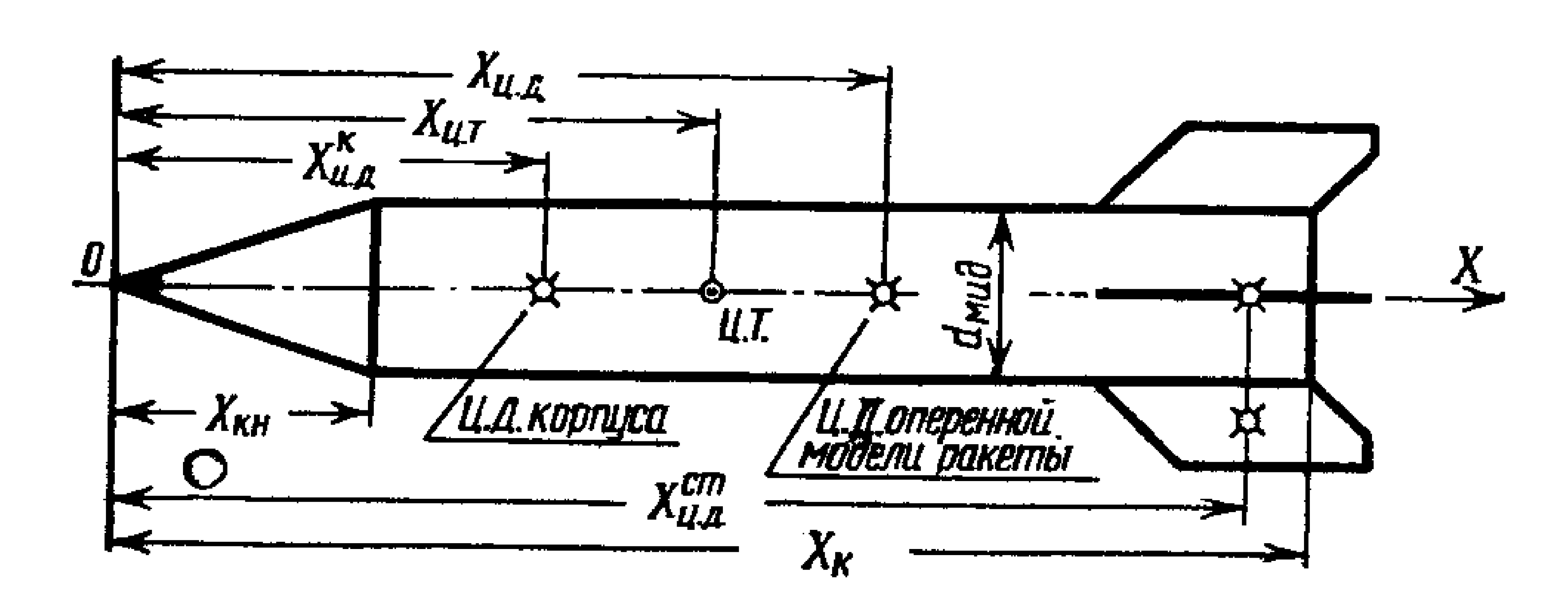


Рис. 36. Геометрическая схема модели ракеты для определения потребной площади стабилизаторов

У моделей ракет запас устойчивости должен быть не менее 20—25%. Зная его и положение ц. д. стабилизаторов $X^{\text{ст}}_{\text{ц.д.}}$ (рис. 36), потребную площадь одного стабилизатора приближенно определяют по формуле

$$S_{\text{ст}} = 0{,}4d^2_{\text{мид}} \cdot K\alpha \frac{\bar{X}_{\text{ц.т.}} + 0{,}01C - C^{\text{к}}_{\text{ц.д.}}}{\bar{X}^{\text{ст}}_{\text{ц.д.}} - 0{,}01C - \bar{X}_{\text{ц.т.}}} \text{ см}^2,$$

где $d_{\text{мид}}$ — диаметр миделя корпуса, *см*;

$\bar{X}_{\text{ц.т.}} = \frac{X_{\text{ц.т.}}}{X_{\text{к}}}$ — безразмерная величина положения центра тяжести;

$\bar{X}^{\text{ст}}_{\text{ц.д.}} = \frac{X^{\text{ст}}_{\text{ц.д.}}}{X_{\text{к}}}$ — безразмерная величина положения центра давления стабилизатора;

$K\alpha$ — коэффициент, характеризующий подъемную силу корпуса модели ракеты и стабилизаторов, определяемый из графика (рис. 37) для значения α, принятого при расчете $C^{\text{к}}_{\text{ц.д}}$ (см. выше).

Для упрощения расчетов на рис. 38 приведен график изменения коэффициента $K_{\text{ст}}$ для разных величин $C^{\text{к}}_{\text{ц.д}}$

при $X^{ст}_{ц.д.}=0{,}95$ в зависимости от коэффициента центра давления оперенной модели ракеты. Определив по этому графику величину $K_{ст}$, потребную площадь одного пера стабилизатора, можно вычислить по простой формуле

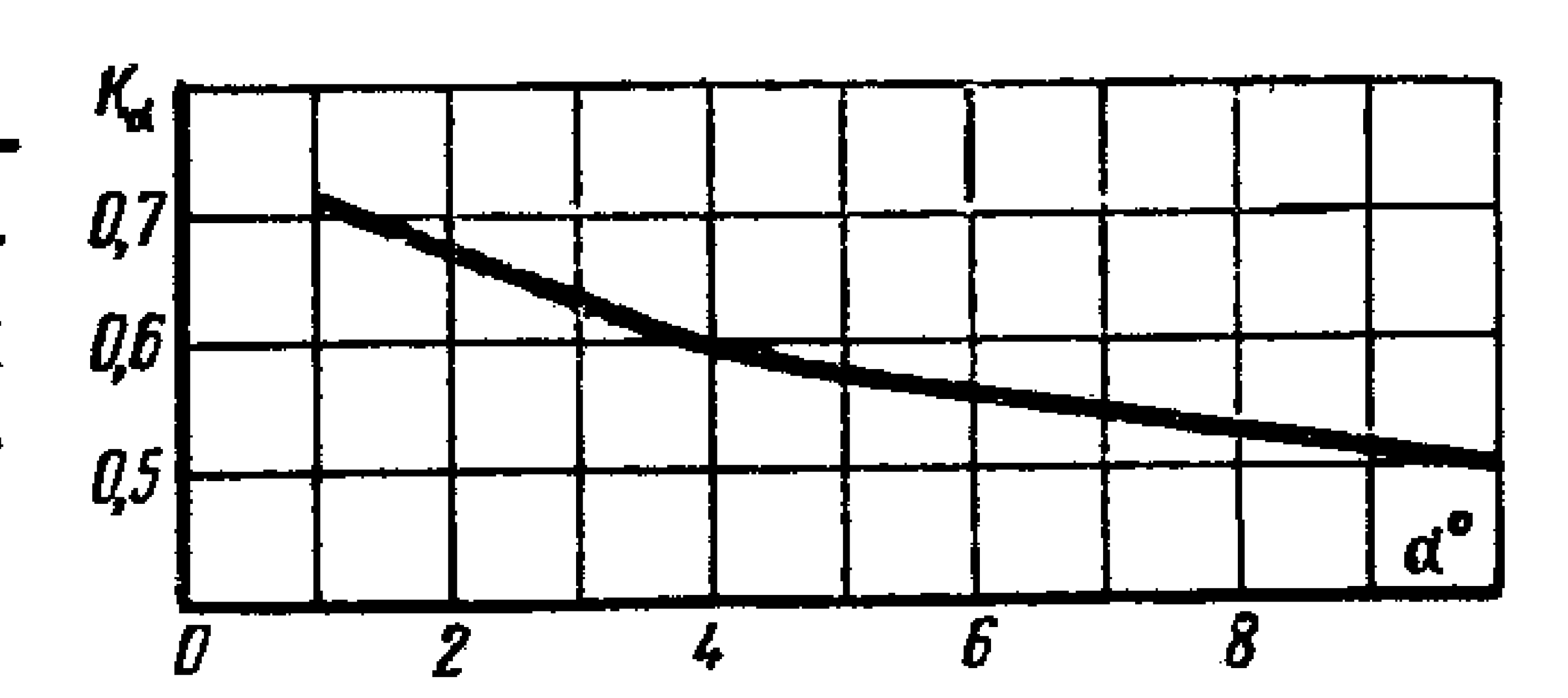


Рис. 37. График изменения коэффициента K_α (стабилизаторы модели ракеты — плоская пластина)

$$S_{ст}=K_{ст}\cdot K_\alpha\cdot d^2_{мид}.$$

Рассмотрим конкретный пример определения потребной площади стабилизаторов для обеспечения запаса устойчивости $C=20\%$, воспользовавшись данными и результатами расчета из предыдущего примера.

Пусть известно, что ц. т. модели ракеты отстоит от вершины головного конуса на расстоянии $X_{ц.т.}=10d_{мид}$ (см. рис. 36).

1. Определим безразмерную координату ц. т. модели ракеты

$$\bar{X}_{ц.т.}=\frac{X_{ц.т.}}{X_к}=\frac{10d_{мид}}{20d_{мид}}=0{,}5.$$

2. Найдем запас устойчивости неоперенной модели ракеты и выясним, необходима ли установка стабилизаторов

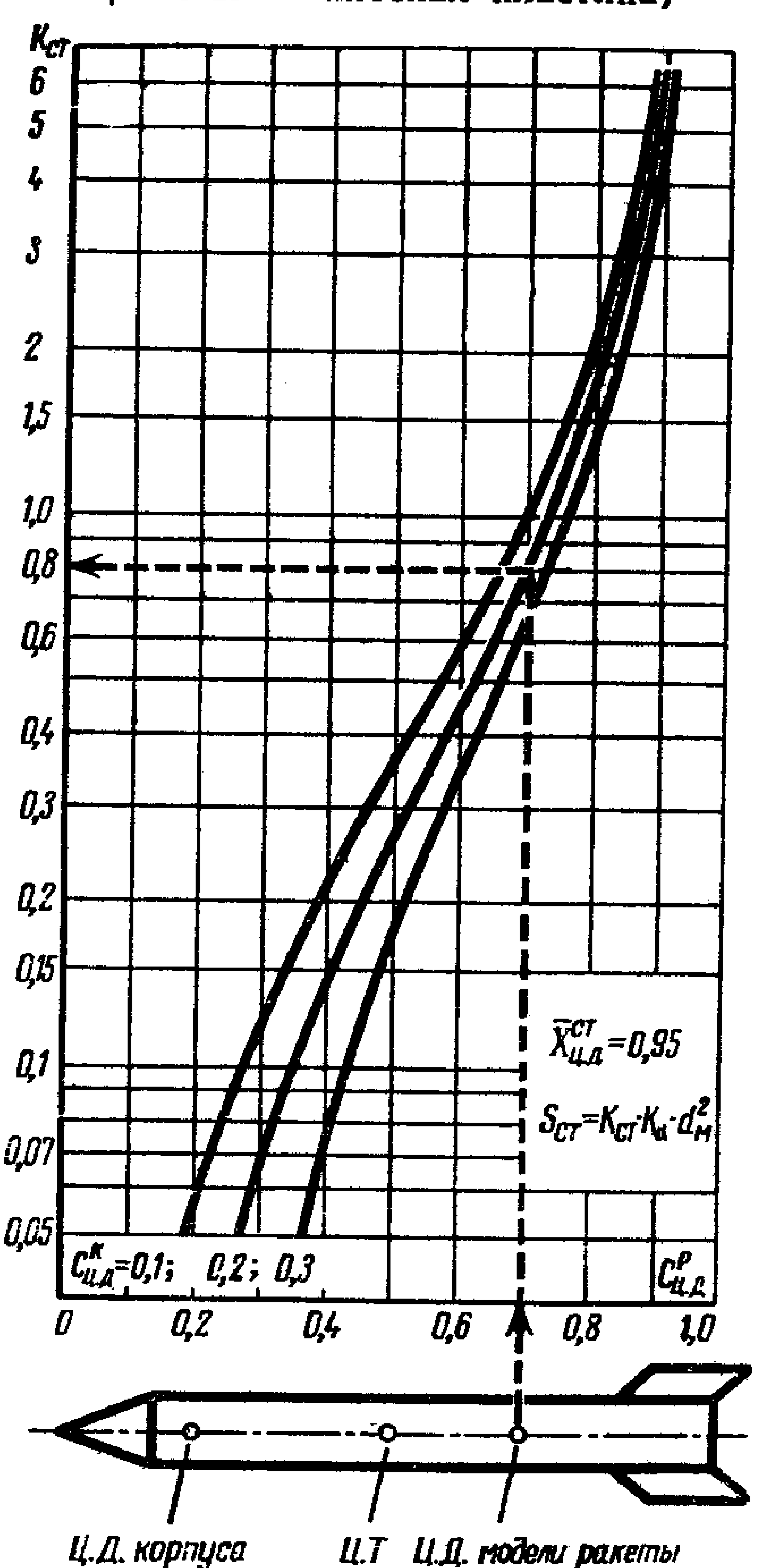


Рис. 38. График для определения площади стабилизаторов модели ракеты

$$C = (C^{к}_{ц.д.} - \overline{X}_{ц.т.}) \cdot 100\% = (0,19 - 0,5) \cdot 100\% = -31\%.$$

Полученная величина имеет знак минус, следовательно, неоперенная модель ракеты будет неустойчивой.

3. Из конструктивных соображений зададимся положением ц. д. стабилизаторов на продольной оси модели ракеты $X^{ст}_{ц.д.} = 19d_{мид}$ и определим безразмерную координату ц. д. стабилизаторов $\overline{X}^{ст}_{ц.д.}$.

$$\overline{X}^{ст}_{ц.д.} = \frac{X^{ст}_{ц.д.}}{X_{к}} = \frac{19d_{мид}}{20d_{мид}} = 0,95.$$

4. Принимая угол атаки $\alpha = 3^{\circ}$ по графику рис. 37, определим коэффициент $K\alpha$

$$K\alpha = 0,62.$$

5. Подсчитываем необходимую площадь стабилизаторов

$$S_{ст} = 0,4d^{2}_{мид} \cdot K\alpha \frac{\overline{X}_{ц.т.} + 0,01C - C^{к}_{ц.д.}}{\overline{X}^{ст}_{ц.д.} - 0,01C - \overline{X}_{ц.т.}} = 0,4 \cdot 2,5^{2} \cdot 0,62 \cdot$$

$$\cdot \frac{0,5 + 0,01 \cdot 20 - 0,19}{0,95 - 0,01 \cdot 20 - 0,5} = 3,16\ см^{2}.$$

Таким образом, для обеспечения заданного запаса устойчивости ($C = 20\%$) площадь одного пера стабилизатора должна быть не менее 3,2 $см^{2}$, если ц. д. его отстоит от острия головного конуса на расстоянии $X^{ст}_{ц.д.} = 19d_{мид}$.

Геометрическая форма пера стабилизатора в плане принципиально может быть любой.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОСТУПЕНЧАТОЙ МОДЕЛИ РАКЕТЫ

Многоступенчатая модель ракеты обычно отличается от одноступенчатой наличием нескольких «поясов» стабилизаторов. Такое расположение стабилизаторов вносит некоторые особенности в расчет характеристик модели ракеты.

На рис. 39 показана схема модели двухступенчатой ракеты, у которой каждая ступень имеет стабилизаторы. Для обеспечения нормального полета нужно, чтобы модель ракеты и вторая ее ступень имели необходимые запасы устойчивости. Считая, что положение ц. т. известно, рассмотрим на примере, как определить коэффициент центров давления и потребные площади стабилизаторов

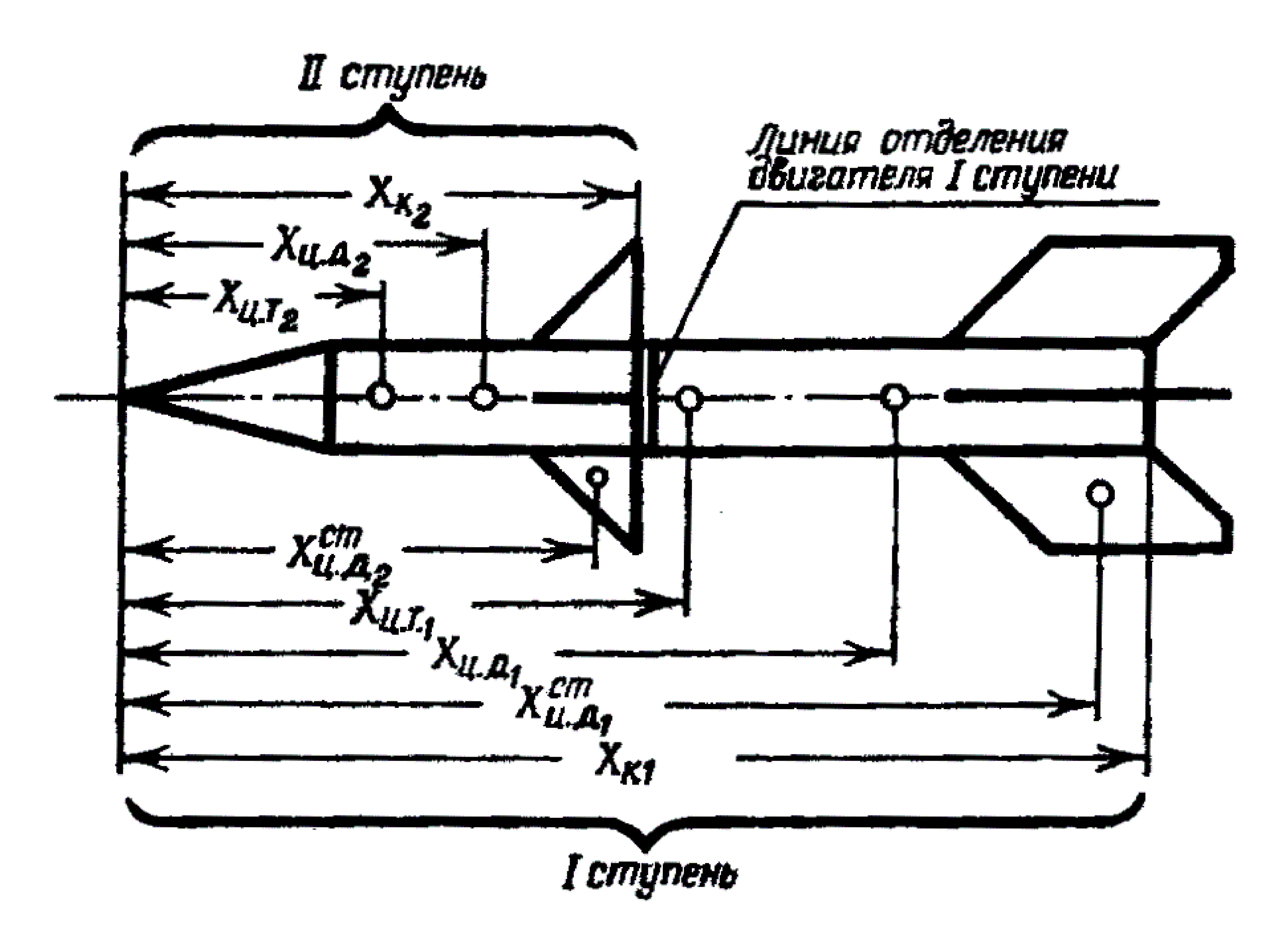


Рис. 39. Геометрическая схема модели двухетупенчатой ракеты

каждой ступени при заданных запасах устойчивости. Пусть размеры корпуса *I* и *II* ступеней также известны.

Расчет удобнее вести со *II* ступени в следующем порядке.

1. Рассматривая *II* ступень как одноступенчатую модель ракеты, определим коэффициент центра давления корпуса *II* ступени

$$C^{к}_{ц.д.2} = \frac{0{,}014 \cdot \lambda_{к2} \cdot \alpha}{3 + 0{,}027 \cdot \alpha \cdot \lambda_{ц2}} \cdot$$

В этой формуле и далее индексы 2 и 1 означают соответственно принадлежность величины ко *II* или к *I* ступени.

Затем, исходя из необходимого запаса устойчивости C_2, по формуле или по графику (см. рис. 38) рассчитываем потребную площадь стабилизаторов *II* ступени

$$S_{ст2} = 0,4d^2_{мид} \cdot K_\alpha \cdot \frac{\bar{X}_{ц.т.2} + 0,01C_2 - C^{к}_{ц.д.2}}{\bar{X}^{ст}_{ц.д.2} - 0,01C_2 - \bar{X}_{ц.т.2}}$$

На этом заканчивается расчет *II* ступени.

2. При расчете *I* ступени учтем наличие на ее корпусе стабилизаторов, принадлежащих *II* ступени (см. рис. 39). В связи с этим порядок расчета *I* ступени будет несколько иным.

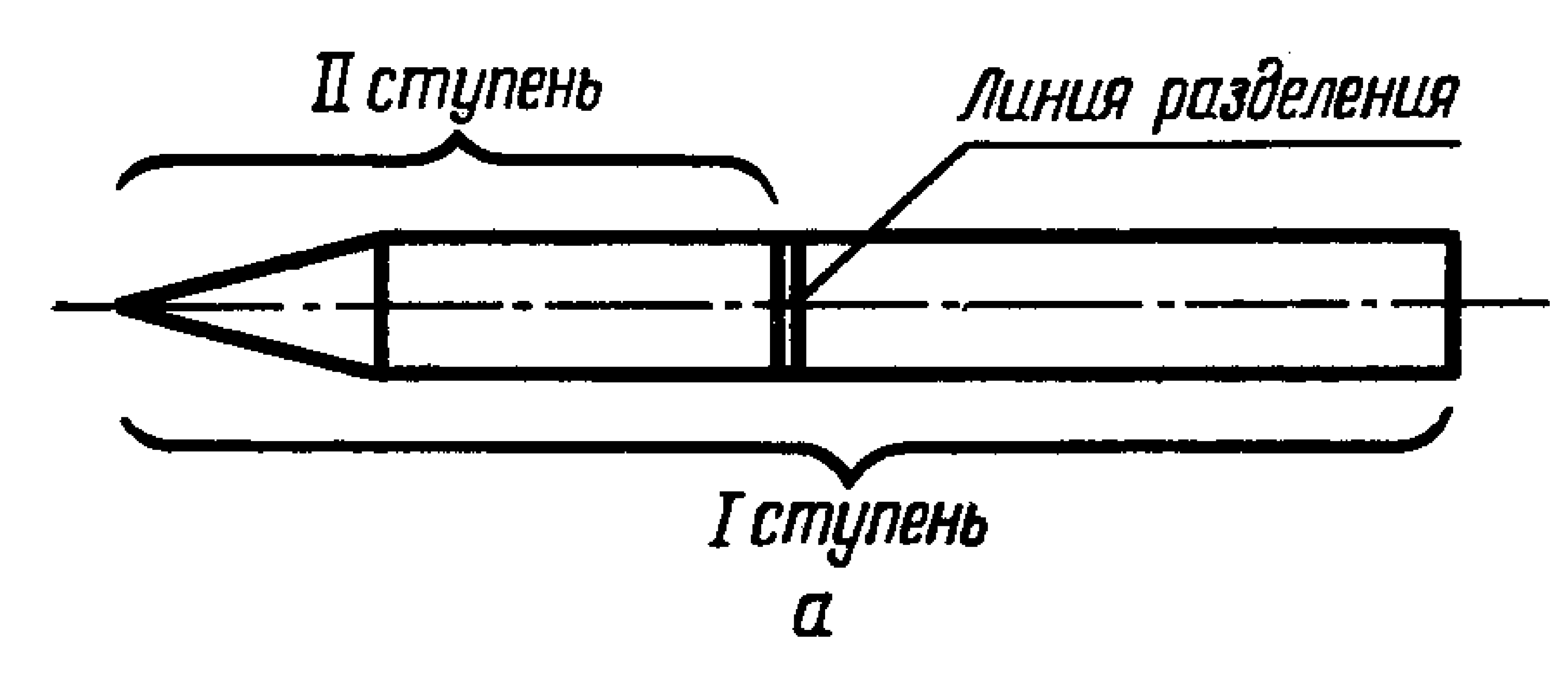
Сначала определим коэффициент центра давления *I* ступени без учета стабилизаторов *II* ступени (рис. 40,*а*)

$$C^{к}_{ц.д.} = \frac{0,014 \cdot \lambda_{к1} \cdot \alpha}{3 + 0,027 \cdot \alpha \lambda_{ц1}}.$$

Далее определим коэффициент центра давления корпуса *I* ступени с учетом стабилизаторов *II* ступени (рис. 40,*б*)

$$C^{оп}_{ц.д.1} = S_{ст2}\frac{\left(\bar{X}^{ст}_{ц.д.(2-1)} - \bar{X}_{ц.т.1}\right) - 0,4d^2_{мид} \cdot K_\alpha \left(\bar{X}_{ц.т.1} - C^{к}_{ц.д.1}\right)}{0,4d^2_{мид} \cdot K_\alpha + S_{ст2}} +$$

$$+ \bar{X}_{ц.т.1},$$



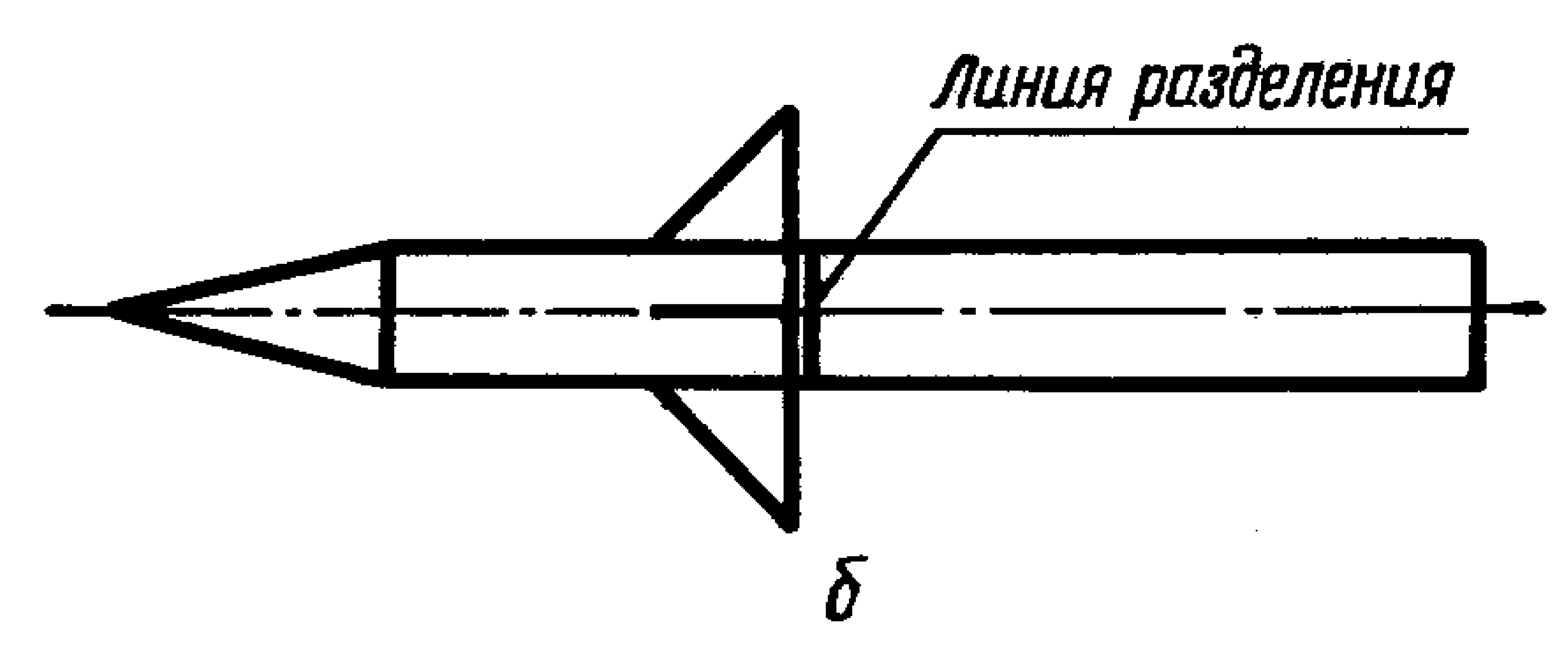


Рис. 40. Компоновка моделей ракет:
а — неоперенный корпус *I* ступени; *б* — корпус *I* ступени модели ракеты с оперенной *II* ступенью

где $S_{ст2}$ — площадь одного пера стабилизаторов *II* ступени;

$\overline{X}^{ст}_{ц.д.(2-1)} = \frac{X^{ст}_{ц.д.2}}{X_{к1}}$ — безразмерная величина положения центра давления стабилизаторов *II* ступени относительно *I*;

$\overline{X}_{ц.т.1} = \frac{X_{ц.т.1}}{X_{к1}}$ — безразмерная величина положения центра тяжести *I* ступени.

Остальные обозначения те же, что и в предыдущих формулах.

Наконец, зная $C^{оп}_{ц.д.1}$ и задаваясь из конструктивных соображений безразмерной величиной положения ц. д. стабилизаторов *I* ступени

$$\overline{X}^{ст}_{ц.д.1} = \frac{X^{ст}_{ц.д.1}}{X_к},$$

найдем потребную площадь стабилизаторов I ступени $S_{ст1}$.

$$S_{ст1} = 0{,}4 \cdot d^2_{мид} \cdot K\alpha \frac{\overline{X}_{ц.т.1} + 0{,}01C_1 - C^{оп}_{ц.д.1}}{\overline{X}^{ст}_{ц.д.1} - 0{,}01C_1 - \overline{X}_{ц.т.1}}.$$

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ СТАТИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ МОДЕЛИ РАКЕТЫ

Положение ц. д. на продольной оси модели ракеты, запас статической устойчивости, потребную площадь стабилизаторов и т. п. можно определить не только расчетным путем, но и при помощи несложного эксперимента. Для этого необходимо иметь вентилятор с направляющим насадком и приспособление (стенд) для свободной подвески модели ракеты в потоке вентилятора, как это показано на рис. 41. Подвеска должна обеспечивать возможность вращения модели ракеты и перемещения оси подвески вдоль продольной оси модели ракеты.

На рис. 42 показана конструкция узла подвески: ось подвески состоит из двух полуосей. Нижняя полуось сво-

бодно вращается в опорной втулке, а на ее верхнем конце укреплен нижний ложемент, на который ложится корпус модели ракеты.

Верхняя полуось свободио вращается во втулке верхней перекладины стенда, а спиральная пружина, надетая на верхнюю полуось, постоянно отжимает ее вниз. На верхнем конце верхней полуоси расположена рукоятка и

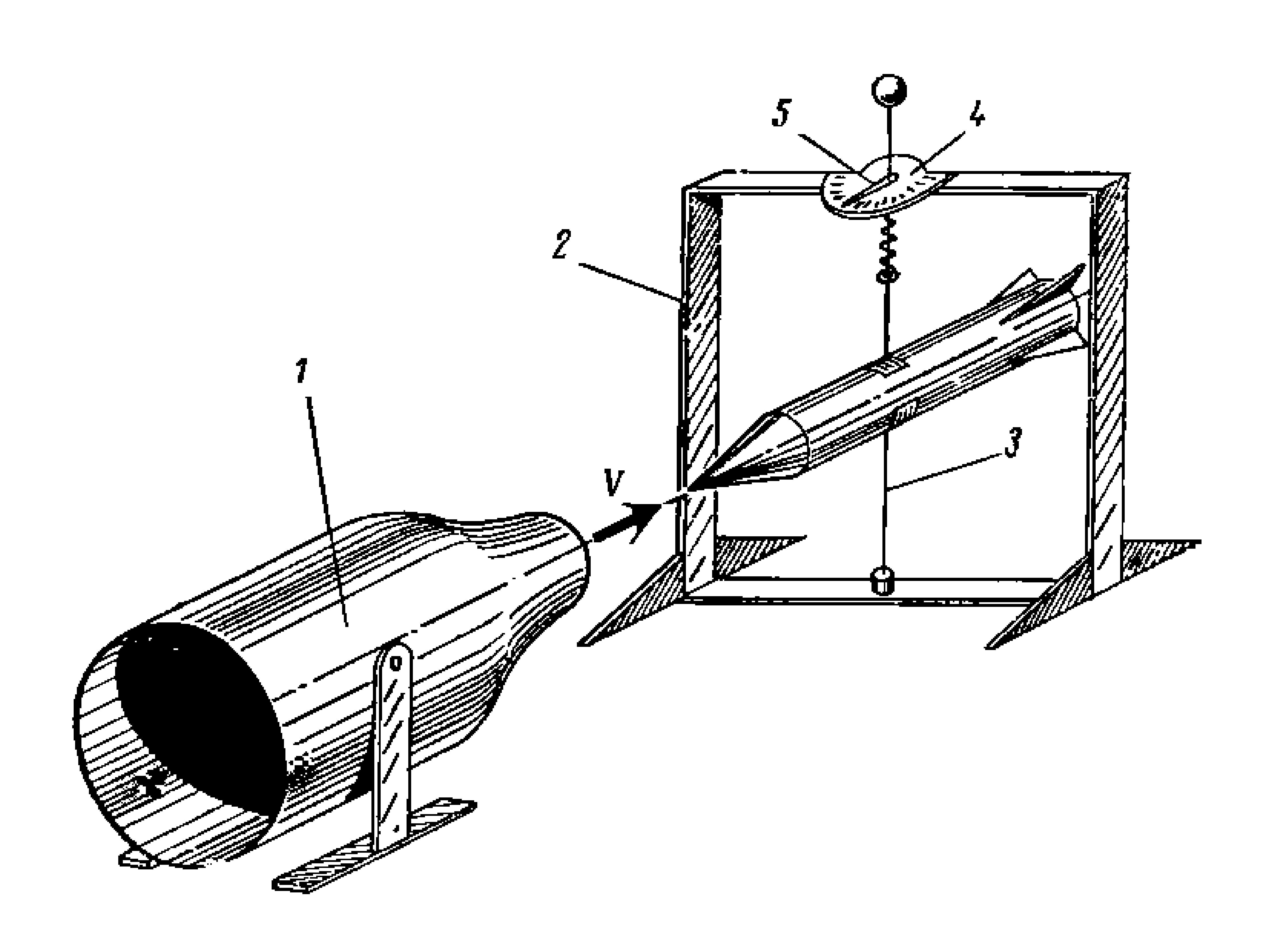


Рис. 41. Стенд для определения характеристик устойчивости модели ракеты:

1 — вентилятор; 2 — стенд; 3 — ось подвески модели; 4 — шкала; 5 — стрелка

стрелка, которая одновременно ограничивает перемещение верхней полуоси под действием пружины. На нижнем конце верхней полуоси укреплен верхний ложемент, при помощи которого корпус модели ракеты поджимается к нижнему ложементу. Для того чтобы на стенде можно было устанавливать модели ракет с корпусами различных диаметров, ложементы целесообразно изготовить из мягкого металла. Для установки модели ракеты на стенд ложемент верхней полуоси рукояткой отводится

вверх. Корпус модели ракеты кладется на нижний ложемент и поджимается к нему верхним при помощи пружины.

В полете модель ракеты совершает угловые перемещения относительно своего ц. д. На стенде модель ракеты имеет возможность отклоняться только относительно оси подвески. Перед проведением опыта определим и отметим на корпусе ракеты положение ее ц. т.

Установив модель ракеты в потоке вентилятора (рис. 43), чтобы ось подвески находилась позади ц. т., отклоним ее в любую сторону при помощи рукоятки на несколько градусов и отпустим рукоятку. Если модель ракеты устойчива, она вернется в первоначальное положение, что легко наблюдать по стрелке. Затем, перемещая каждый раз модель ракеты на небольшое расстояние вперед относительно оси подвески, повторяем опыт до тех пор, пока не найдем положения, при котором модель ракеты после ее отклонения не возвратится в первоначальное положение. Тогда точка пересечения оси подвески с продольной осью модели ракеты будет соответствовать положению ц. д.

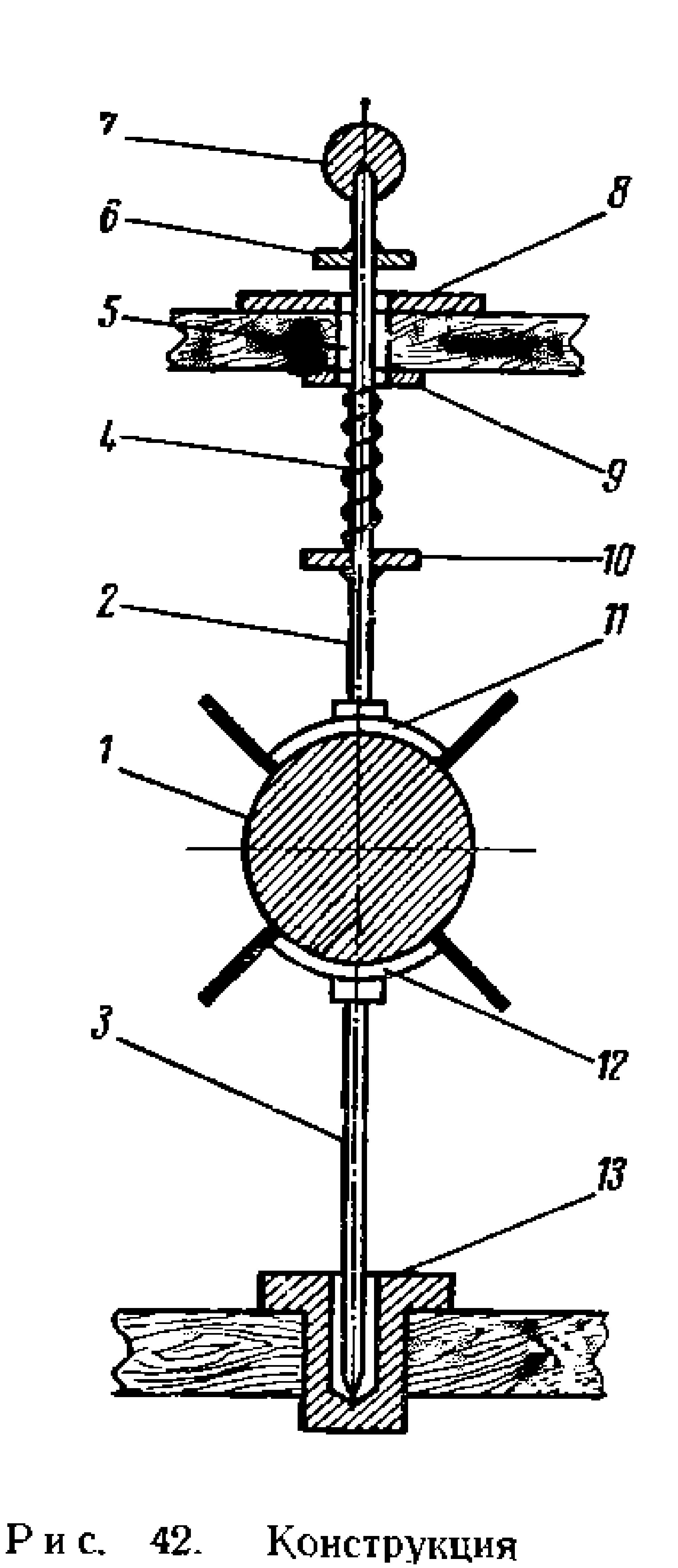


Рис. 42. Конструкция узла подвески модели ракеты на стенде:

1 — модель ракеты; 2 — полуось верхняя; 3 — полуось нижняя; 4 — пружина; 5 — втулка; 6 — стрелка; 7 — рукоятка; 8 — шкала; 9,10 — шайба; 11 — ложемент верхний; 12 — ложемент нижний; 13 — втулка опорная

Зная фактическое положение ц. т. модели ракеты и величину координаты ц. д., определим запас устойчивости:

$$C = (C_{\text{п.д.}} - \overline{X}_{\text{ц.т.}})\,100\%.$$

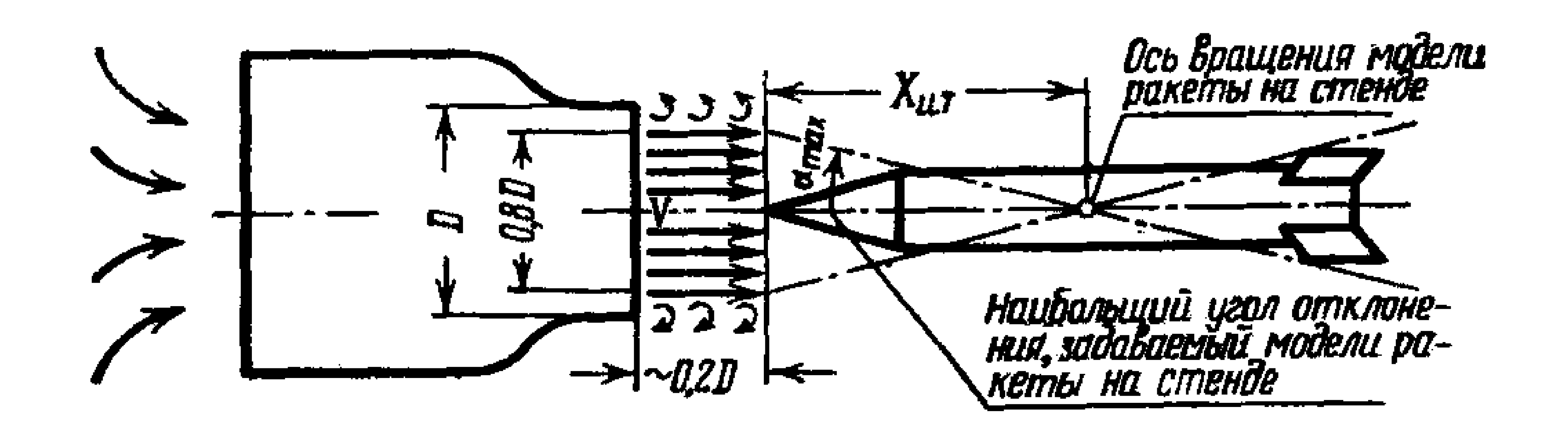


Рис. 43. Схема размещения моделя ракеты в потоке вентилятора

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ

При проектировании моделей ракет наряду с конструктивными параметрами, определяемыми техническими требованиями к моделям ракет и задачами, которые ставит перед собой конструктор, важную роль играют летные характеристики. Конструктор еще до постройки модели должен знать, каких результатов ему ждать от ее полета, на какую максимальную высоту она поднимется и какую наибольшую скорость может развить. Таким образом, по известным конструктивным параметрам моделист должен уметь установить основные летные характеристики модели (высоту, скорость полета и т. п.), которые и определяют в конечном итоге ее качество.

ВЫСОТА И СКОРОСТЬ ПОЛЕТА ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ МОДЕЛИ РАКЕТЫ

Рассмотрим вертикальный полет модели ракеты и основные факторы, влияющие на нее в полете.

Для упрощения примем, что аэродинамическое сопротивление воздуха пренебрежимо мало.

Максимальная высота полета модели ракеты H_{max} складывается из высоты, достигаемой на активном участке траектории, $H_{А}$ и высоты $H_{П}$ — на пассивном участке, которую ракета набирает, двигаясь некоторое время вверх за счет кинетической энергии.

$$H_{max} = H_{А} + H_{П}.$$

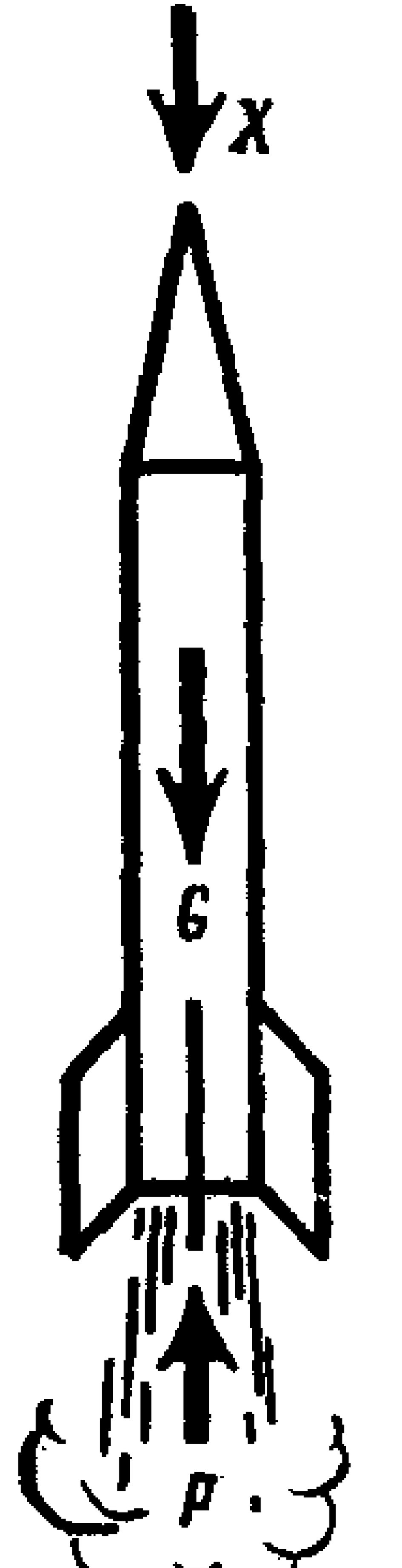
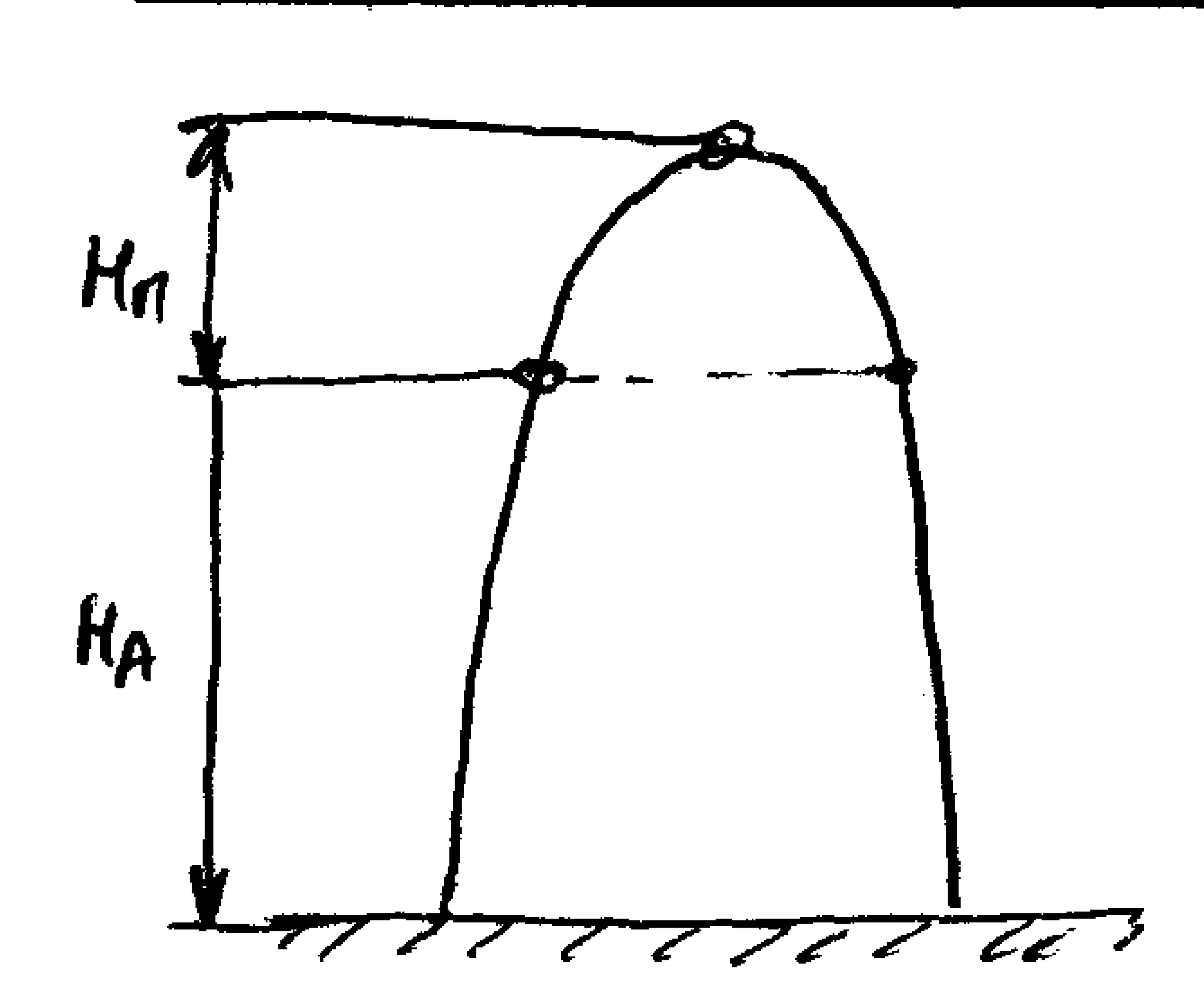


Рис. 44. Силы, действующие на модель ракеты при вертикальном полете



В вертикальном полете (рис. 44) на модель ракеты действуют силы веса G, лобового сопротивления X и тяги P. Пренебрегая величиной X, согласно уравнению (3) получим

$$W_x = \frac{P - G}{m}.$$

Следовательно, величина ускорения W_x, с которым движется модель ракеты на активном участке траектории, зависит от тяги двигателя и веса модели ракеты.

Предполагая силу тяги во время полета постоянной и равной величине средней тяги двигателя $P_{ср}$, высоту подъема модели ракеты $H_А$ к моменту израсходования запаса топлива можно определить по приближенной формуле

$$H_А = \frac{V_а^2}{g\bar{P}_{ср}} \left[\bar{G}_т - (1 - \bar{G}_т) \cdot K_G \frac{\bar{G}_т^2}{2\bar{P}_{ср}}\right], \qquad (4)$$

где $\bar{G}_т = \frac{G_т}{G_0}$ — относительный расход топлива, определяемый отношением начального веса топлива к стартовому весу модели ракеты G_0;

$\bar{P}_{ср} = \frac{P_{ср}}{G_0}$ — средняя тяговооруженность (отношение средней тяги к стартовому весу модели ракеты);

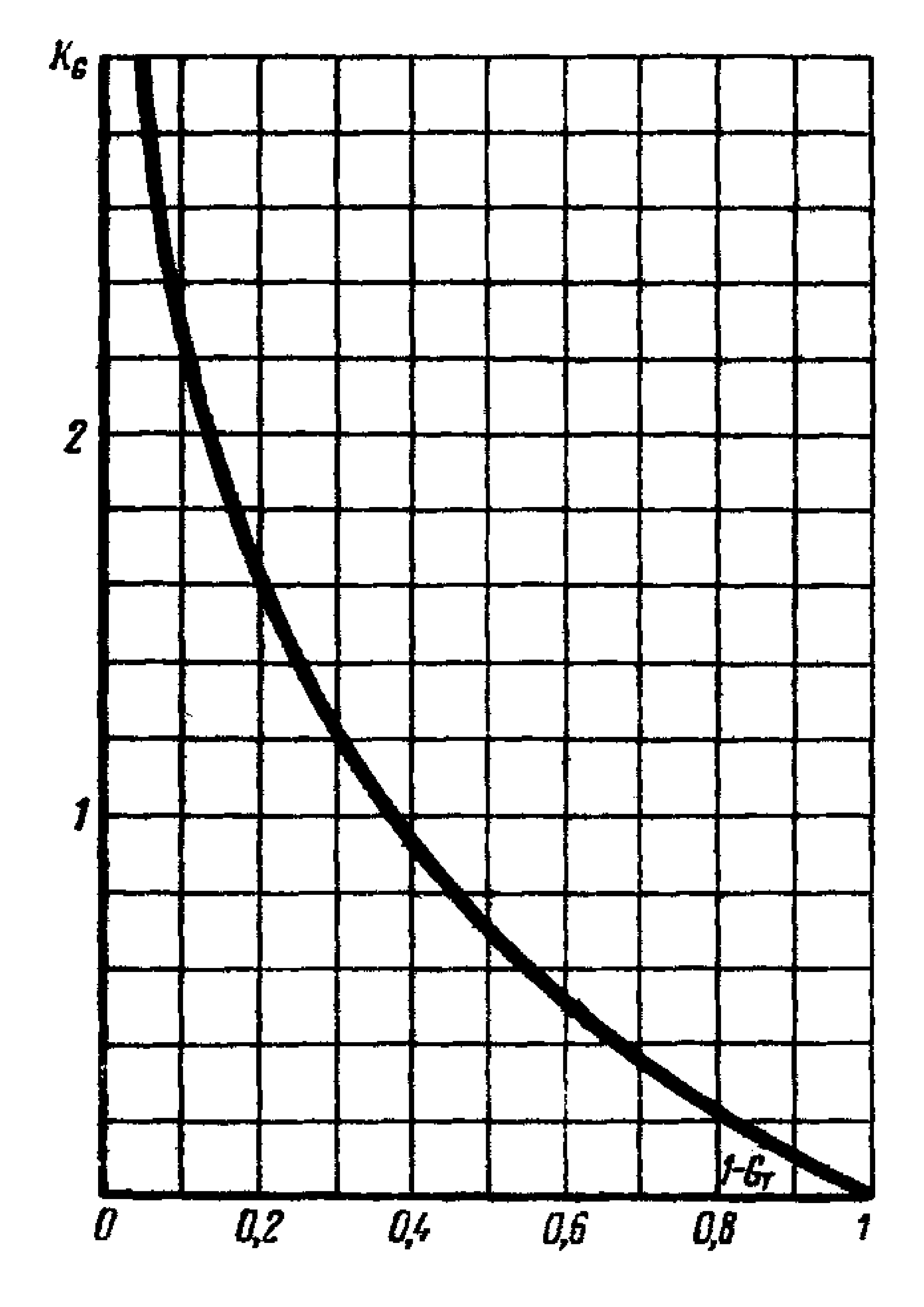


Рис. 45. Изменение коэффициента K_G в зависимости от относительного расхода топлива

K_G — безразмерный коэффициент (определяется из графика (рис. 45) по величине $1-\bar{G}_т$;

$V_а$ — скорость истечения газов из сопла двигателя;

g — ускорение силы тяжести.

На рис. 46 показан характер зависимости высоты $H_А$, достигаемой моделью ракеты при вертикальном полете, от скорости истечения $V_а$ для разных значений $\bar{G}_т$.

Из рис. 46 видно, что величина $\bar{G}_т$ должна быть как можно ближе к единице.

Высота на пассивном участке полета определяется по формуле

$$H_п = \frac{V_к^2}{2g}, \qquad (5)$$

где $V_к$ — скорость в конце активного участка.

Остается определить скорость конца активного участка $V_к$. Она определяется по формуле

$$V_к = V_а\left(K_G - \frac{\bar{G}_т}{\bar{P}_{ср}}\right). \qquad (6)$$

Таким образом мы получили все необходимые соотношения для расчета высоты и скорости полета модели ракеты.

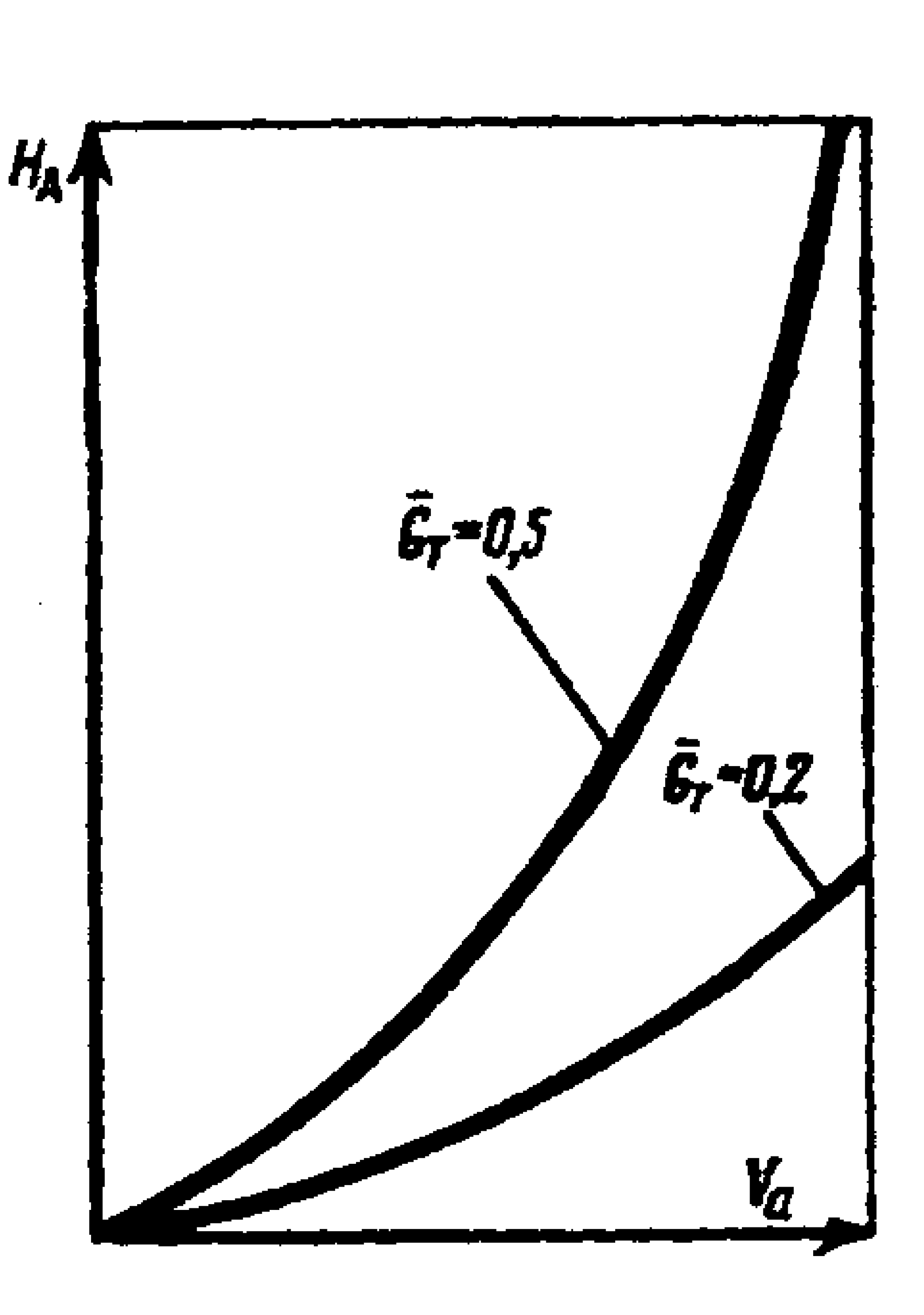


Рис. 46. Характер изменения высоты, достигаемой моделью ракеты при вертикальном полете

СКОРОСТЬ И ВЫСОТА ПОЛЕТА МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ

У многоступенчатой модели ракеты скорость полета последней ступени $V_{\text{к}n}$ (n — номер последней ступени) к моменту выгорания топлива будет равна сумме скоростей, полученных от двигателя каждой ступени

$$V_{\text{к}3} = V_1 + V_2 + V_3.$$

Каждая из этих скоростей получается по формуле (6).

Если модель ракеты имеет n ступеней и характеристики двигателей, а также $\overline{G}_{\text{т}}$ и $\overline{P}_{\text{ср}}$ для всех ступеней одинаковы, то скорость полета последней ступени к моменту выгорания топлива можно определить по формуле

$$V_{\text{к}n} = nV_{\text{а}}\left(K_G - \frac{\overline{G}_{\text{т}}}{\overline{P}_{\text{ср}}}\right).$$

Однако на практике параметры каждой ступени, как правило, существенно различны. Поэтому приходится сначала вычислять величину скорости каждой ступени, а затем определять скорость последней ступени модели ракеты как сумму скоростей всех ступеней. Так для двухступенчатой модели ракеты скорость последней ступени в конце активного участка полета будет определяться соотношением

$$V_{\text{к}2} = V_1 + V_2 = V_{\text{а}1}\left(K_{G_1} - \frac{\overline{G}_{\text{т}1}}{\overline{P}_{\text{ср}1}}\right) + V_{\text{а}2}\left(K_{G_2} - \frac{\overline{G}_{\text{т}2}}{\overline{P}_{\text{ср}2}}\right). \quad (7)$$

Здесь и далее индексы 1, 2 означают принадлежность величины соответствующей ступени модели ракеты (*I*, *II* и т. д.). Аналогично можно определить скорость полета последней ступени модели ракеты с любым количеством ступеней.

Для модели ракеты с n ступенями будем иметь

$$V_{\text{к}n} = V_1 + V_2 + \ldots + V_n = V_{\text{а}1}\left(K_{G_1} - \frac{\overline{G}_{\text{т}1}}{\overline{P}_{\text{ср}1}}\right) + V_{\text{а}2}\left(K_{G_2} - \frac{\overline{G}_{\text{т}2}}{\overline{P}_{\text{ср}2}}\right) + \ldots + V_{\text{а}n}\left(K_{G_n} - \frac{\overline{G}_{\text{т}n}}{\overline{P}_{\text{ср}.n}}\right). \quad (8)$$

Теперь рассмотрим, каким образом можно рассчитать высоту подъема многоступенчатой модели ракеты.

Если $\overline{G}_т$ и $\overline{P}_{ср}$ и характеристики двигателей для всех ступеней одинаковы, то высота полета в конце работы двигателя *II* ступени будет

$$H_{A2} = 2H_A + V_1 \frac{V_a}{g\overline{P}_{ср}} \cdot \overline{G}_т.$$

Здесь величина H_A определяется по формуле (4).

Если конструктивные характеристики каждой ступени различны, что, как правило, имеет место на практике, то высота полета на активном участке двухступенчатой модели ракеты определяется формулой

$$H_{A2} = H_1 + H_2 + V_1 \cdot \frac{V_{a2}}{gP_{ср2}} \overline{G}_{т2}, \tag{9}$$

где величины H_1, H_2 и V_1 находятся по формулам (4) и (6) соответственно.

По аналогии с выражением (9) можно получить формулу для расчета высоты активного участка полета модели ракеты, имеющей n ступеней

$$H_{An} = H_1 + H_2 + \ldots H_n + V_1 \cdot \frac{V_{a2}}{gP_{ср2}} \overline{G}_{т2} + V_2 \cdot \frac{V_{a3}}{g\overline{P}_{ср3}} \overline{G}_{т3} + \ldots + V_{n-1} \cdot \frac{V_{an}}{g\overline{P}_{срn}} \cdot \overline{G}_{тn}. \tag{10}$$

По полученным формулам можио определить скорость и высоту полета многоступенчатой модели ракеты на активном участке, т. е. к моменту прекращения работы двигателя последней ступени. Максимальную высоту полета последней (n-ой) ступени $H_{n\,max}$ с учетом пассивного участка полета можно найти по формуле

$$H_{n\,max} = H_{An} + H_{пn}.$$

Здесь H_{An} определяется по формулам (9) или (10). Приращение высоты на пассивном участке полета $H_{пn}$ последней ступени найдем из соотношения

$$H_{пn} = \frac{V_{кn}^2}{2g},$$

где $V_{кn}$ определяется по формуле (7) или (8).

Мы получили необходимые соотношения для определения летных характеристик одноступенчатых и многоступенчатых моделей ракет. Пользуясь приведенными формулами, конструктор модели в процессе проектирования и постройки сможет определить летные качества модели ракеты. Достаточно хорошее совпадение расчетных и фактических характеристик является критерием, подтверждающим правильность выбора исходных данных и реализации принятых технических решений.

ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ

Приступая к проектированию модели, надо тщательно изучить технические требования, предъявляемые к моделям ракет, выполнение которых обязательно. Затем нужно определить вес и габариты полезного груза и специальных устройств, которые должны быть размещены в модели ракеты для выполнения поставленной задачи. После этого можно ориентировочно определить вес конструкции модели ракеты без топлива и приступить к выбору двигателя модели ракеты. Если тяга одного двигателя окажется недостаточной, целесообразно просмотреть вариант использования связки двигателей.

Если неизвестны основные параметры двигателя — секундный расход топлива G_c, тяга P и другие, их следует определить экспериментально, ибо без них нельзя рассчитать летные характеристики модели.

После этого можно приступить к компоновке модели ракеты и изготовлению чертежа ее корпуса.

При компоновке (размещении) устройств, находящихся на борту модели ракеты, следует стремиться, чтобы центр тяжести модели был как можно ближе к острию головного конуса. Обводы модели ракеты удобно выбирать так, чтобы они представляли сочетание конических и цилиндрических тел вращения. Это упростит ее изготовление.

Однако, прежде чем приступать к компоновке, целесообразно предварительно определить интересующие конструктора летные характеристики. При этом может оказаться, что для выполнения поставленной задачи следует отдать предпочтение двухступенчатой модели раке-

ты, что существенным образом отразится на размещении различных ее устройств и, следовательно, на компоновке.

Изготовив чертеж, можно приступать к постройке модели.

После окончания постройки корпуса модели ракеты и размещения в ней всех необходимых грузов находят положение ее центра тяжести. Затем по известным формулам рассчитывают положение центра давления и запас устойчивости неоперенной модели ракеты. Если запас устойчивости неоперенной модели ракеты меньше требуемого, рассчитывают потребную площадь стабилизаторов.

После установки стабилизаторов и отделки модели ракеты определяют окончательные ее конструктивные параметры и рассчитывают ее летные характеристики—высоту и скорость полета.

Заключительный этап проектирования — проверка расчетных характеристик запуском построенной модели ракеты.

■

ПРИЛОЖЕНИЕ

ТРЕБОВАНИЯ К МОДЕЛЯМ РАКЕТ

ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Моделью ракеты считается авиамодель, которая поднимается в воздух без использования каких-либо аэродинамических сил, преодолевающих земное притяжение; приобретает поступательное движение посредством ракетного двигателя; имеет устройство, благодаря которому модель может вернуться на землю в полной сохранности и в таком состоянии, чтобы она могла быть запущена вновь.

Ракетный двигатель модели — это двигатель, работающий на твердом топливе заводского производства, в котором все воспламеняющиеся химические компоненты заранее смешаны и готовы к использованию.

КЛАССИФИКАЦИЯ

Класс	Полный импульс двигателя (двигателей), *кг·сек.*	Максимальный взлетный вес. *г*
1	0,00=0,50	60
2	0,51=1,00	120
3	1,01=4,00	240
4	4,01=8,00	600

ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К МОДЕЛЯМ РАКЕТ

К моделям ракет предъявляются следующие требования:

— общий вес модели ракеты, включая вес ракетного двигателя (двигателей), не должен превышать 500 *г*;

— в момент запуска в ракетном двигателе (двигателях) не должно содержаться более 125 *г* воспламеняющегося вещества;

— модель ракеты не должна иметь более трех ступеней. Ступенью считается часть конструкции модели, имеющая один (или более) ракетный двигатель, которая предназначена для отделения или действительно отделяется от модели во время полета. Часть модели, не имеющая двигателя, не считается ступенью;

— модель ракеты должна быть рассчитана больше, чем на один полет, и иметь устройство для замедления спуска на землю, чтобы ее конструкция не подвергалась серьезным повреждениям и чтобы это не влекло за собой нанесения каких-либо травм лицам и имуществу, находящимся на земле;

— модель ракеты не должна освобождаться от двигателя (двигателей) в полете, если он (они) не заключен в конструкцию, которая будет спускаться в соответствии с требованиями предыдущего пункта;

— модели ракет могут быть построены из дерева, бумаги, резины, пластика или каких-либо других аналогичных материалов без существенных металлических частей;

— модели ракет должны быть спроектированы и построены так, чтобы обеспечивалась аэродинамическая стабилизация для поддержания заранее намеченной траектории полета. По требованию начальника старта или судей участник, построивший модель, должен представить данные по расположению ее центра тяжести и центра давления, по общему весу модели и весу воспламеняющегося вещества и расчетные полетные данные;

— модель ракеты не должна иметь взрывчатого вещества или пиротехнических средств в качестве полезного груза;

— каждая модель должна иметь отчетливо обозначенные опознавательные знаки, состоящие из инициалов

участника и набора цифр высотой не менее одного сантиметра;

— модель должна быть окрашеиа в такой цвет и таким образом, чтобы можно было легко следить за ее полетом.

ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ДВИГАТЕЛЯМ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ

Двигатель модели ракеты должен удовлетворять следующим требованиям:

— представлять собой устройство или комбинацию устройств заводского изготовления, в которых все химические компоненты воспламеняющегося характера заранее смешаны и готовы к использоваиию;

— создавать движущую силу выбросом продуктов сгорания (или другого процесса) материалов, содержащихся исключительно в данном устройстве (или устройствах);

— сделанный полностью или частично из металла двигатель снабжают предохранительным устройством для предохранения от разрыва его корпуса в случае превышения внутреннего давления. Это устройство — неотъемлемая часть двигателя;

— не срабатывать внезапно и не взрываться в воздухе, воде при изменении внешнего давления в результате тряски или движения;

— заводские двигатели нельзя переделывать, чтобы при этом изменялись их технические данные;

— в соревноваииях используются двигатели только заводского изготовления, образцы которых предварительно проверены и утверждены Федерацией авиационного спорта СССР.

■

СОДЕРЖАНИЕ

Михаил Николаевич Авилов

МОДЕЛИ РАКЕТ
(ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПОЛЕТ)

Редакторы
Е. В. Ефремова, Э. Б. Микиртумов
Художественный редактор
Г. Л. Ушаков
Технический редактор
Р. Б. Хазен
Корректоры
Р. М. Рыкунина, Р. М. Шпигель